

# Desarrollo del módulo de propulsión del simulador de misión de un orbitador lunar.

---

**PROYECTO FIN DE CARRERA**

**INGENIERÍA INDUSTRIAL**



**UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID**

**ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR**

**DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA TÉRMICA Y DE FLUIDOS.**

**AUTOR: Rubén Madrid García**

**TUTOR: Javier Rodríguez Rodríguez**

***FEBRERO 2010.***



Me gustaría dedicar estas líneas a todas las personas culpables de que haya logrado acabar este Proyecto Fin de Carrera y titularme en Ingeniería Industrial.

En primer lugar debo agradecer a la Universidad Carlos III de Madrid, como institución, y a los buenos profesores que he tenido, todos los momentos de enriquecimiento personal que me han brindado en estos años.

Ante todo, a mi tutor, Javier Rodríguez, darle las gracias por su esfuerzo y dedicación para hacerme avanzar en mi trabajo y por darme la inestimable oportunidad de disfrutar de una época de trabajo en la Agencia Espacial Europea.

Gracias a Joao Rebelo, Robert Blommestijn, Christopher Hunter y a todos los miembros de la ESA que colaboraron en la creación de este Proyecto Fin de Carrera.

A mis padres, a mis abuelos y a toda mi familia, los presentes y los que faltan, por mantener viva mi ilusión, por apoyarme en todo momento y por confiar en mí.

Especial mención a mi hermana Nerea, y a mi tía, Cristina, que siempre han estado para ayudarme en todo aquello que estaba en su mano y en lo que no.

A mis amigos y compañeros de clase, con los que he podido disfrutar y sufrir durante años y de los que siempre guardaré grato recuerdo.

A Paula por conseguir que yo fuera feliz todos estos años y por hacerme ver que toda persona es capaz de alcanzar las cotas más altas si se lo propone.

*"Y así voy, ciego y loco, por este mundo amargo;  
a veces me parece que el camino es muy largo,  
y a veces que es muy corto..."*

*Rubén Darío*





## ❖ **Tabla de contenido**

❖	Índice de figuras .....	vii
❖	Índice de tablas.....	viii
❖	Índice de gráficos .....	viii
❖	Resumen.....	ix
1.	Introducción y motivaciones .....	2
2.	Objetivos .....	4
3.	Estado del arte.....	6
3.1.	Introducción.....	6
3.2.	Fundamentos de la ingeniería de vehículos espaciales .....	7
3.2.1.	Fundamentos de las maniobras de vuelos espaciales.....	7
3.2.2.	Fundamentos de las órbitas de misión.....	7
3.3.	Fundamentos de la propulsión espacial.....	9
3.4.	Sistemas de propulsión .....	11
3.4.1.	Gas Frio .....	11
3.4.2.	Propulsión química líquida.....	11
3.4.3.	Propulsión química sólida .....	12
3.4.4.	Propulsión química híbrida .....	13
3.4.5.	Propulsión nuclear.....	13
3.4.6.	Propulsión eléctrica .....	14
3.4.7.	Rendimiento y claves de cada tecnología.....	14
3.5.	Relación de satélites similares al ESMO .....	16
3.5.1.	SMART-1.....	16
3.5.2.	Kaguya (SELENE) .....	16
3.5.3.	Lunar Prospector .....	17
3.5.4.	Chandrayaan-1 .....	17
4.	Descripción del sistema de propulsión .....	20
4.1.	Diseño del sistema de propulsión.....	22
4.2.	Sistema de propulsión principal (MEN).....	24
4.2.1.	Filtros, válvulas y sensores.....	24
4.2.2.	Cámara de combustión.....	24
4.2.3.	Propulsores principales.....	25

4.3.	Sistema de control de actitud (CGS) .....	26
4.3.1.	Propulsores de control de actitud.....	26
4.4.	Sistema de gestión de combustible (FMT) .....	27
4.4.1.	Tanques de propulsante y oxidante .....	27
4.4.2.	Tanque de gas frío .....	27
4.4.3.	Control de presiones .....	28
5.	Modelado del sistema de propulsión .....	30
5.1.	Descripción de la estructura creada para Simulink .....	30
5.2.	Consideraciones de configuración de Simulink .....	32
5.2.1.	Cálculos estáticos y dinámicos en el módulo de propulsión .....	33
5.3.	Hipótesis fundamentales del modelo físico .....	34
5.4.	Modelado del sistema de propulsión principal (MEN) .....	35
5.4.1.	Pérdidas de carga .....	35
5.4.2.	Cámara de combustión.....	37
5.4.3.	Propulsor .....	40
5.5.	Modelado del sistema de control de actitud (CGS) .....	46
5.5.1.	Propulsores de control de actitud.....	46
5.6.	Modelado del sistema de gestión de combustible (FMT) .....	48
5.6.1.	Tanques de propulsante y oxidante .....	48
5.6.2.	Tanques de gas frío.....	48
5.7.	Modelado de elementos simuladores de misión .....	50
5.7.1.	Sistema de simulación de controles de misión .....	50
5.7.2.	Sistema de simulación de fallos .....	50
5.8.	Base de datos del simulador .....	52
6.	Análisis de resultados .....	56
7.	Consideraciones para el uso del simulador .....	64
8.	Trabajos futuros.....	66
9.	Conclusiones.....	68
10.	Glosario de términos .....	72
11.	Bibliografía .....	74
11.1.	Páginas Web .....	75
❖	Anexo 1: Base de datos.....	78

## ❖ Índice de figuras

FIGURA 1 - <i>Fases de misión del ESMO [SDS]</i> .....	20
FIGURA 2 - <i>Esquema del sistema de propulsión del ESMO [SDS]</i> .....	23
FIGURA 3 - <i>Vista exterior del modulo de propulsión en Simulink</i> .....	31
FIGURA 4 - <i>Vista de los módulos internos del sistema de propulsión</i> .....	31
FIGURA 5 - <i>Menú de configuración de Simulink</i> .....	32
FIGURA 6 - <i>Vista de las configuraciones de posicionamiento de los tanques</i> .....	38
FIGURA 7 - <i>Subsistema de cálculo de flujo másico de los gases de escape</i> .....	41
FIGURA 8 - <i>Módulo del sistema de propulsión principal</i> .....	43
FIGURA 9 - <i>Cálculo de la velocidad de los gases de escape</i> .....	44
FIGURA 10 - <i>Subsistema de cálculo de número de Mach a la salida</i> .....	45
FIGURA 11 - <i>Módulo de simulación del control de actitud</i> .....	46
FIGURA 12 - <i>Subsistemas para el cálculo de par, empuje e impulso de los propulsores</i> ..	47
FIGURA 13 - <i>Subsistema del tanque de gas frío</i> .....	49
FIGURA 14 - <i>Edición de máscara para los sistemas</i> .....	52
FIGURA 15 - <i>Diálogo de configuración de la máscara</i> .....	53
FIGURA 16 - <i>Diálogo de variables del módulo MEN</i> .....	54
FIGURA 17 - <i>Workspace de Matlab</i> .....	54

## ❖ Índice de tablas

TABLA 1- <i>Rendimientos de cada tecnología [Wertz]</i> .....	14
TABLA 2 - <i>Base de datos</i> .....	79

## ❖ Índice de gráficos

GRÁFICO 1 - <i>Masa en el tanque de gas frío</i> .....	58
GRÁFICO 2 - <i>Masa en el tanque de propulsante</i> .....	58
GRÁFICO 3 - <i>Masa en el tanque de oxidante</i> .....	59
GRÁFICO 4 - <i>Impulso acumulado con respecto al tiempo</i> .....	59
GRÁFICO 5 - <i>Presión en el tanque de gas frío</i> .....	60
GRÁFICO 6 - <i>Empuje en función del área de la garganta</i> .....	61
GRÁFICO 7 - <i>Flujo másico de los gases de escape en función del área de garganta</i> .....	62
GRÁFICO 8 - <i>Impulso específico en función de la relación <math>A_e/A_t</math></i> .....	62

## ❖ Resumen

Cuando entré a formar parte del programa ESMO de la Agencia Espacial Europea no pensaba que meses después tendría la oportunidad de pasar el otoño en su centro de desarrollo tecnológico en los Países Bajos.

Fruto de aquella participación y del trabajo que realicé en esos meses salió este Proyecto Fin de Carrera que ahora resumo.

El objetivo de mi trabajo era elaborar el módulo de propulsión para el simulador de misión del satélite ESMO.

Un simulador es una herramienta informática que facilita las operaciones de desarrollo. En este caso, será utilizado por los equipos de ingeniería que trabajan en el ESMO para estudiar las estrategias de diseño que tienen los diferentes elementos del satélite.

Dentro de todos los medios de propulsión que nos brinda el desarrollo tecnológico actual, el escogido para el ESMO fue la propulsión química líquida, por ser menos costoso y más sencillo que el resto.

Los primeros pasos para lograr alcanzar los objetivos marcados fueron la descripción del sistema de propulsión y la identificación de componentes dignos de simular.

El sistema de propulsión cuenta con tres partes claramente diferenciables. La primera, el conjunto de elementos que forman el motor principal, cuatro propulsores situados en una de las caras del satélite. La segunda, el grupo de tanques para el gas frío y el almacenamiento de propulsante y oxidante, así como el control de presiones de todos ellos. Por último, encontramos el sistema para el control de actitud que responde para corregir la trayectoria del satélite dando el par necesario en cada instante.

El modelado del sistema de propulsión se hizo en base a esas divisiones y en los siguientes pasos:

- Identificación de las variables que se necesitan simular.
- Obtención de las ecuaciones de la física que rigen el sistema.
- Creación de los subsistemas en el simulador con la implementación de la física del sistema en Simulink.
- Desarrollo de la base de datos donde se almacenan las constantes utilizadas y todos los datos que se quieren modificar para el estudio.
- Análisis de resultados y comprobación de la validez del simulador.

- Preparación para implementar el módulo en el simulador completo, incluyendo modo a prueba de fallos y entradas de órdenes de misión.

El componente principal del módulo es el grupo de propulsores y de su actuación dependerá el comportamiento del resto de variables. La garganta de la tobera convergente-divergente marca el flujo másico máximo y el empuje que aporta el propulsor.

El flujo másico que pasa por la tobera depende de la presión en la cámara de combustión, y esta depende de la caída de presión en los conductos, que depende a su vez de la velocidad del fluido y esta del flujo másico. Estas relaciones crean un bucle que caracterizará el sistema.

$$\dot{m}(p_c) \Rightarrow p_c(\Delta P) \Rightarrow \Delta P(U) \Rightarrow U(\dot{m})$$

Teniendo en cuenta todos estos aspectos, el módulo de propulsión fue terminado y, a continuación, fue entregado al departamento de simulación de la Agencia Espacial para que pudiera ser acoplado al resto de sistemas.

El simulador será utilizado para acoplarlo a bancos de pruebas, donde se podrá utilizar la simulación y la respuesta que dan los módulos para hacer ensayos de los diferentes elementos. De esta manera se podrán diseñar con mayor facilidad los componentes del satélite.



# Introducción y motivaciones

---

## 1. Introducción y motivaciones

Durante miles de años el ser humano se embarcó en una infinidad de viajes alrededor del mundo con el afán de descubrir nuevos territorios. El desarrollo de la humanidad no habría sido posible sin estos viajes, que suscitaron un intercambio esencial de conocimientos, materias y culturas.

En nuestros días, el espacio exterior, queda como la última frontera aún por explorar. Para conseguir llevar a cabo con éxito nuevos descubrimientos, es necesario el uso de la tecnología más avanzada, de grandes recursos humanos, e indudablemente no olvidar el espíritu de los antiguos descubridores.

El atractivo de la investigación espacial es incuestionable no sólo porque se trabaja con y para el desarrollo de las tecnologías más punteras si no por la trascendencia que pueden tener los nuevos descubrimientos para la humanidad.

La exploración espacial, y las tecnologías derivadas de su ejecución, son de gran utilidad para la humanidad puesto que permiten grandes avances en la calidad de vida del ser humano.

Gracias a las aplicaciones surgidas de la investigación espacial, se han obtenido avances tecnológicos que abordan muchas áreas del conocimiento. Destaca un desarrollo notable en tecnologías para la conversión energética, especialmente la energía solar fotovoltaica, las células de combustible y las baterías. También la electrónica de computación y el software han sido beneficiados por la inversión en investigación aeroespacial.

Una de las herramientas más comúnmente utilizada en el desarrollo espacial son los satélites. Naves económicamente viables, sin necesidad de tripulación, que gracias al control remoto que se puede tener de ellas son de gran utilidad en múltiples campos, ya sea exploración, medición, control, telecomunicaciones, etc.

Una de las mayores dificultades que se encuentran en el espacio son las inmensas distancias a cubrir. Toda nave lanzada al exterior requiere la propulsión suficiente para alcanzar sus objetivos y energía que mantenga sus equipos en funcionamiento. En estos casos, la eficiencia de los recursos energéticos es fundamental. El coste de enviar grandes masas al espacio es muy alto y lograr que poco combustible cubra todas las necesidades de la nave es uno de los mayores desafíos existentes.

La motivación para este Proyecto Fin de Carrera es la de desarrollar, con éxito, una herramienta útil para el diseño de propulsión de satélites y otros vehículos espaciales con similar sistema. Esta aplicación no sólo facilitaría el análisis de los equipos si no que abarataría las inversiones en desarrollo.





## Objetivos

---

## 2. Objetivos

El objetivo de este Proyecto Fin de Carrera es la creación de un simulador que represente las actuaciones del módulo de propulsión de un satélite.

El simulador será una herramienta muy útil ya que dará la base para el perfeccionamiento del proyecto en forma, materiales y/o componentes. Contar con un simulador de misión permite a un equipo de ingenieros tener acceso a resultados inmediatos después de cualquier modificación de diseño. Estos pueden conocer el comportamiento y la eficacia de los cambios efectuados y decidir sobre ellos, así como predecir y controlar fallos.

El mayor desafío en el caso de la creación de simuladores es su compatibilidad para cualquier tipo de nave. Conseguir evitar un desarrollo para cada lanzamiento diferente conlleva un gran ahorro de trabajo, por lo tanto de tiempo y de inversión. Un simulador genérico debería cubrir cualquier configuración, de vuelo o de sistema.

Para la consecución de la simulación, el diseño del módulo de propulsión se ha apoyado en la participación en el programa ESMO (European Studentt Moon Orbiter) de la Agencia Espacial Europea (ESA). El ESMO es un satélite creado por estudiantes que se espera sea lanzado entre 2013 y 2014.

El ESMO orbitará alrededor de la Luna al menos 6 meses, durante los cuales tendrá como misión realizar fotografías de la superficie lunar. También portará un receptor de microondas, para medir la emisión de la superficie lunar y analizar las propiedades térmicas y dieléctricas de la Luna hasta una profundidad de 3m.

ESMO entra en la gama de misiones llevadas a cabo con pequeños satélites. La nave tendrá una masa de 117 kilogramos, y 69 kilogramos más de combustible. Su forma será cúbica de 750 mm de lado.

El ESMO es similar a otras misiones lunares como Clementine, Lunar Prospector o SMART-1, lanzadas ya con éxito. Algunas de estas misiones han sido analizadas con el fin de comparar diseños y comprobar la compatibilidad del simulador.





## Estado del arte

---

### 3. Estado del arte

#### 3.1. Introducción

La primera nave espacial dirigida con éxito por el ser humano fue el Sputnik I, nave soviética lanzada en 1957. Desde entonces sólo han pasado 50 años, pero la tecnología ha avanzado rápidamente y en la actualidad se tiene total control y conocimiento de los fundamentos de los lanzamientos espaciales.

Aunque la propulsión sólida, que será introducida después, ya era un elemento conocido y utilizado en China en el Siglo XI, en cohetes y artillería, no fue hasta 1903 cuando el científico ruso K.E. Tsiolkovsky publicó la que se conoce como Ecuación del Cohete o la Ecuación de Tsiolkovsky:

$$\Delta v = v_e \ln \left( \frac{m_i}{m_f} \right) \quad (1)$$

donde  $\Delta v$  representa el incremento de velocidad del móvil,  $v_e$  es la velocidad de salida de los gases de escape, y  $m_i$  y  $m_f$  son las masas inicial y final del vehículo.

Las investigaciones de K.E. Tsiolkovsky fueron fundamentales para el desarrollo de la tecnología de propulsión y han sido la base de la investigación en el campo de la puesta en órbita de cuerpos, del lanzamiento de vehículos al espacio y de la teoría para misiles.

Para facilitar la comprensión de las características elegidas para el diseño de la propulsión del ESMO primero se desarrollarán fundamentos sobre la ingeniería de vehículos espaciales.

Posteriormente, en los siguientes puntos del capítulo se hablará de los fundamentos físicos y termodinámicos para la propulsión y se hará una clasificación de los distintos sistemas de propulsión.

## 3.2. Fundamentos de la ingeniería de vehículos espaciales

En este capítulo se abordarán todos los términos y conceptos necesarios para entender una misión espacial. Diferentes maniobras y conocimientos básicos sobre la tecnología espacial serán explicados para, de esta manera, tener una base de cara al estudio posterior y conocer los requerimientos necesarios para el diseño de la propulsión espacial.

### 3.2.1. Fundamentos de las maniobras de vuelos espaciales

El primer punto distingue las maniobras básicas en los vuelos espaciales.

Existe una gran diferencia entre fases dentro de las misiones, los requerimientos de potencia y tiempo de actuación varían según la masa y el tipo de movimiento necesarios.

La clasificación se ha realizado en orden de ejecución dentro de una misión espacial [Humble]:

Lanzamiento: acelerar un vehículo desde la Tierra, o cerca de la Tierra, a través de la atmósfera hasta una órbita deseada.

Puesta en órbita: movimiento del vehículo desde una órbita inicial hasta la órbita de misión.

Mantenimiento de órbita y maniobras: mantener el vehículo espacial en la órbita de misión deseada o trasladarlo a otro punto deseado.

Control de actitud: dar momento para ayudar a mantener la nave orientada en la dirección deseada.

### 3.2.2. Fundamentos de las órbitas de misión

Las misiones que un satélite puede efectuar son muy diversas y las condiciones necesarias para llevar a cabo cada una de estas misiones muy diferentes, por lo que hay que establecer diferentes tipos de órbitas durante el vuelo.

Se ha extraído una clasificación para las órbitas de misión [Wertz], el listado se ha obtenido de bibliografía inglesa y puesto que todas las agencias espaciales usan los términos en este idioma se ha preferido no traducirlos:

- Parking Orbit: órbita temporal que da a la nave una localización segura y conveniente como almacenamiento entre operaciones, como posición de fin de vida útil o para enlazar condiciones entre fases.
- Transfer Orbit: órbita utilizada para el desplazamiento de un lugar a otro.

- Space-referenced Orbit: órbita operacional cuya principal característica es estar situada en algún punto del espacio.
- Earth-referenced Orbit: órbita operacional que da la cobertura necesaria para la Tierra o para el espacio cercano a la Tierra.

Dentro de las órbitas terrestres también existen diversas definiciones según su posición y el tipo de misión que vaya a realizar el satélite [Fortescue]:

- Geostationary Earth Orbit (GEO): el vehículo conservará una posición fija relativa a la Tierra. Los requerimientos de propulsión son muy grandes por lo que la mayor parte de la masa del vehículo será masa de propulsante. El coste del kilogramo en órbita es muy elevado por lo que habrá que detallar mucho el diseño para que sea lo más ligero posible.
- Low Earth Orbit (LEO): los satélites que se mueven en órbitas bajas son de gran utilidad ya que dan soluciones óptimas para comunicaciones móviles. La potencia puede ser reducida y su corta distancia a tierra evita el retraso en las comunicaciones por la velocidad finita de la radiación electromagnética. Estos satélites necesitan a su vez de un sistema de satélites geoestacionarios de apoyo para las comunicaciones con el centro de control en tierra.
- Existen otros tipos de órbitas menos comunes pero también usados para las misiones espaciales como son la Highly Elliptical Orbit (HEO) y la Medium Height Earth Orbit (MEO).

Hay que tener en cuenta que las órbitas alrededor de cuerpos en el espacio pueden ser polares o ecuatoriales y que su trayectoria podrá ser elíptica o circular.

### 3.3. Fundamentos de la propulsión espacial

La ley física fundamental en la que se basa la propulsión espacial es muy anterior al comienzo de las misiones espaciales, data del Siglo XVII y fue escrita por Isaac Newton.

Publicada en 1687 la obra *Philosophiae Principia Mathematica* incluye la formulación matemática de las Leyes del movimiento de Newton. La propulsión en el espacio se fundamenta en la Tercera Ley de Newton o Ley de acción y reacción.

*“A toda fuerza acción le corresponde una fuerza reacción igual y de sentido contrario”*

Toda la teoría de propulsión se fundamenta en esta ley. Los gases de escape, sea cual sea el modo en el que han sido producidos y almacenados o la manera en la que han sido acelerados, provocarán el empuje de la nave en sentido opuesto a su movimiento.

Por lo tanto el desarrollo de los sistemas de empuje se centrará en la producción sencilla de estos gases y en la manera más simple de acelerarlos hasta los valores requeridos.

De la Segunda Ley de Newton,

$$F = dp/dt \quad (2)$$

siendo  $p$  la cantidad de movimiento y  $t$  el tiempo,

$$p = m \cdot v \quad (3)$$

se obtiene la siguiente relación:

$$F_m = \dot{m} \cdot v_e \quad (4)$$

donde  $\dot{m}$  representa el flujo másico de los gases de escape y  $v_e$  la velocidad de salida de estos. Esta ecuación implica que a mayor masa de salida por unidad de tiempo y a mayor velocidad de esta, mayor empuje.

De la mecánica de fluidos, conocemos que la fuerza ( $F$ ) debida a la presión y a la viscosidad que se ejerce sobre un sólido es:

$$\bar{F} = - \int_{\Sigma} p \cdot \bar{n} d\sigma + \int_{\Sigma} \bar{\tau}' \cdot \bar{n} d\sigma \quad (5)$$

De nuevo, por la Segunda Ley de Newton tenemos la ecuación de la cantidad de movimiento para fluidos,

$$\left[ \int_{V_0} \frac{\partial \rho \bar{v}}{\partial t} dV \right] + \int_{\Sigma_0} \rho \bar{v} \bar{v} \cdot \bar{n} d\sigma = - \int_{\Sigma_0} p \cdot \bar{n} d\sigma + \int_{\Sigma_0} \bar{\tau}' \cdot \bar{n} d\sigma + \int_{\Sigma_0} \rho \bar{f}_m dV \quad (6)$$

donde, el primer término es el incremento por unidad de tiempo de la cantidad de movimiento, el segundo el flujo convectivo de cantidad de movimiento, el tercero la resultante de las fuerzas de presión, el cuarto la resultante de fuerzas viscosas y por último tenemos la resultante de fuerzas másicas. Se ha tomado como referencia el volumen de control, por lo tanto su velocidad es cero y la velocidad del fluido será relativa a este.

En este caso se anula el primer término por ser el volumen de control estacionario, despreciaremos las fuerzas viscosas y por encontrarnos en el espacio exterior carecemos de fuerzas másicas.

De la combinación de las expresiones (5) y (6), obtendremos la expresión para el empuje de un vehículo espacial:

$$F = \lambda \cdot \{ \dot{m} \cdot v_e + (p_e - p_a) \cdot A_e \} \quad (7)$$

donde,  $p_e$  es la presión de los gases de escape,  $p_a$  la presión ambiente y  $A_e$  el área de salida de la tobera. Nótese que se ha incluido un parámetro  $\lambda$  que representaría la eficiencia de la tobera. Este parámetro tendrá un rango típico de 0.85 a 0.98 [Humble].

El impulso total ( $I$ ) vendrá dado por la siguiente expresión,

$$I = \int_0^t F dt \quad (8)$$

siendo  $t$  el tiempo de propulsión.

Para caracterizar los sistemas de propulsión un parámetro común es el impulso específico ( $I_{sp}$ ),

$$I_{sp} = F / (\dot{m} \cdot g_0) \quad (9)$$

donde  $g_0$  es la aceleración de la gravedad a nivel del mar  $g_0 = 9.807 \text{ m/s}^2$ .

Frecuentemente también se usará la velocidad de escape efectiva ( $c$ ), obtenida de dividir la ecuación del impulso entre el flujo másico de los gases de escape ( $\dot{m}$ ).

$$c = v_e + (p_e - p_a) \cdot A_e / \dot{m} \quad (10)$$



### 3.4. Sistemas de propulsión

El lanzamiento, puesta en órbita y otras operaciones menores requieren de elementos de propulsión. Hay una gran diferencia de requerimientos técnicos entre operaciones, y para asegurar su éxito se han desarrollado diferentes sistemas de propulsión particularizados para cada operación.

Se ha escogido una clasificación según fuentes de energía para hablar de los diversos sistemas de propulsión.

Propulsión por gas frío, propulsión química, donde existen notables diferencias entre la propulsión sólida, la líquida y la híbrida, la propulsión por energía nuclear y la energía eléctrica, además de otras tecnologías de futuro desarrollo e implantación, son las tecnologías existentes actualmente.

#### 3.4.1. Gas Frio

*Cold-gas propulsion system.* La propulsión por gas frío está basada en el almacenamiento previo de la energía que será usada después. El gas es comprimido en tierra a muy alta presión y baja temperatura.

Por un sistema de alimentación y distribución, el gas es conducido a unas toberas convergentes-divergentes convencionales donde es expandido y acelerado, lo que da el impulso resultante necesario.

Los gases típicamente usados para estos sistemas son: nitrógeno, argón o algún hidrocarburo como el propano.

Esta tecnología es muy sencilla de operar y muy segura, además, no está relacionada con sustancias contaminantes para el espacio.

El empuje dado por la expansión del gas frío es muy bajo en comparación con el resto de sistemas, por lo que será usado normalmente para las maniobras de control de actitud.

#### 3.4.2. Propulsión química líquida

*Liquid rocket propulsion system (LRPS).* La propulsión líquida es el sistema más utilizado para cohetes que necesiten un alto impulso específico y relativamente un alto nivel de empuje.

Por su utilidad la propulsión química líquida ha sido desarrollada ampliamente y se han logrado alcanzar altos niveles de rendimiento y gran número de desarrollos.

Para la propulsión líquida es necesaria la existencia de tanques que almacenen el propulsante.

Debido a que en el espacio exterior no hay materia, hay que tener en cuenta que, además del combustible se deberá aportar el oxidante para la reacción química. Por lo tanto la propulsión líquida implica contar con dos depósitos.

Estos tanques alimentan la cámara de combustión cuya energía en forma de calor es obtenida gracias a la reacción química de los componentes.

En algunos casos podremos encontrar un líquido único que reacciona sólo por descomposición química. Este sistema es llamado sistema mono-propulsante en comparación con el bi-propulsante.

Los sistemas de propulsión líquida se apoyan en otro sistema auxiliar que mantiene las presiones necesarias durante todo el recorrido, desde el tanque hasta la cámara de combustión. La presión requerida puede venir de un tanque de presurización de apoyo o de una bomba de presurización. Por esta razón normalmente también encontramos un sistema de gas frío en las configuraciones de propulsión líquida.

Una vez que los componentes se encuentran en la cámara de combustión se produce la reacción química, y los gases calientes productos de la combustión pasan a la tobera convergente-divergente.

Los sistemas de combustión líquida son los de más alto rendimiento y permiten un alto control del impulso dado.

Como desventaja tenemos la complejidad del desarrollo, y aunque los sistemas de mono-propulsante son más sencillos frente a los de bi-propulsante también proporcionan peores rendimientos.

### **3.4.3. Propulsión química sólida**

*Solid rocket propulsion system (SRPS)*. La propulsión sólida cuenta con el sistema más sencillo, ya que unifica sistemas de alimentación de propulsante y sistemas de almacenamiento.

Los propulsores son mezclados en tierra y almacenados en estado sólido en las paredes de la cámara de combustión. Son altamente reactivos y cuentan con un alto potencial de explosión, por lo que la mezcla se inicia y quema hasta consumirse. La reacción es muy difícil de parar una vez que ha empezado, ya que no se puede cortar el flujo de combustible.

Como en el caso de la propulsión líquida, los gases de escape calientes son enviados a una tobera convergente-divergente donde se aceleran.

Los sistemas de propulsión química sólida son muy sencillos de operar y ocupan poco espacio por el empaquetamiento de alta densidad que se realiza de los propulsores.

Su mayor desventaja es la dificultad de fabricación y manejo. Su rendimiento es bajo en comparación con la propulsión líquida y los productos en el escape son a menudo tóxicos. También hay que tener en cuenta los posibles problemas de seguridad en el momento de la ignición.

#### **3.4.4. Propulsión química híbrida**

*Hybrid rocket propulsion system (HRPS)*. Este sistema combina líquidos y sólidos.

Normalmente los sistemas híbridos tienen el propulsante almacenado en estado sólido en la cámara de combustión. Un sistema de alimentación introduce el oxidante, ya sea en estado sólido o líquido, con un sistema similar a los de propulsión líquida.

El propulsante sólido es vaporizado con el calor del proceso de combustión y se mezcla con el oxidante para producir la combustión. Como en los dos sistemas anteriores se cuenta posteriormente con una tobera convergente-divergente que acelerará los gases de escape.

Los sistemas híbridos son más sencillos que los líquidos de bi-propulsante y pueden tener mayor rendimiento que los sólidos, son más seguros y no emiten elementos tóxicos.

Como desventaja la baja densidad de empaquetamiento y un menor rendimiento que en el caso de sistemas líquidos.

#### **3.4.5. Propulsión nuclear**

*Nuclear rocket propulsion system (NPRS)*. Un propulsante sencillo, habitualmente hidrógeno, es llevado a una zona de aporte de calor. Una reacción de fisión nuclear sustituye a las reacciones químicas para el aporte de calor.

El propulsante atraviesa un intercambiador de calor o pasa directamente sobre el material fisionable. Después los gases calientes son expandidos en una tobera.

La principal ventaja de estos sistemas es su alto rendimiento. Pero como desventaja existe la complejidad del sistema y las reticencias al uso de energía nuclear. Además tienen un bajo ratio empuje/peso.

Estos sistemas pueden ser seguros, en realidad, usando propulsión nuclear el tiempo de viaje disminuye en gran medida lo que reduce el tiempo de exposición a la radiación espacial para el ser humano.

### 3.4.6. Propulsión eléctrica

*Electrical rocket propulsion system (ERPS)*. Este sistema se basa en la utilización de energía eléctrica para proporcionar energía al propulsante.

Para agregar energía el sistema utiliza resistencias eléctricas, descarga de arco o la ionización del propulsante, acelerando los iones o el plasma en un campo electrostático o electromagnético.

En principio el sistema es similar a la propulsión líquida exceptuando la fuente de calor.

Como caso especial, la propulsión eléctrica en su módulo de transferencia de calor, combina la energía dispensada para ionizar el propulsante con un aporte directo de energía cinética.

La ventaja más relevante de la propulsión eléctrica es el rendimiento del impulso específico.

Su desventaja es la el bajo nivel de empuje y el gran peso de la fuente de potencia eléctrica.

### 3.4.7. Rendimiento y claves de cada tecnología

En la siguiente tabla se facilitan valores típicos de cada tecnología.

Tecnología		$I_{sp}$ (s)	Empuje (N)
Gas Frío	N <sub>2</sub>	60	0.1 - 50
	H <sub>2</sub>	250	
Química	Líquida mono-propulsante	140 - 235	0.1 – 12·10 <sup>6</sup>
	Líquida bi-propulsante	320 - 460	
	Sólida	260 - 300	
	Híbrida	290 - 350	
Nuclear	Núcleo sólido	800 - 1100	Mayor a 12·10 <sup>6</sup>
	Núcleo líquido	3000	
	Núcleo gaseoso	6000	
Eléctrica	Electrotermica	500 - 1000	0.0001 - 20
	Electromagnética	1000 - 7000	
	Electrostática	2000 - 10000	

Tabla 1- Rendimientos de cada tecnología [Wertz]

La propulsión por gas frío será de implementación muy simple y segura, además de no contaminante, pero como vemos da valores muy bajos de empuje con lo que se usará para maniobras de control de actitud.

Los sistemas químicos, pueden llegar a dar un gran nivel de empuje y son reutilizables si se recuperan los componentes después de su uso, pero tienen problemas de combustión y seguridad.

La propulsión nuclear da un alto impulso específico, pero es poco atractiva políticamente y cara.

En el caso de los sistemas basados en la tecnología eléctrica contamos con un muy alto impulso específico, pero son sistemas no recuperables y con muy bajos niveles de empuje.

### 3.5. Relación de satélites similares al ESMO

A continuación se desarrollará un listado con las características principales de satélites enviados al espacio para llevar a cabo misiones similares a la del ESMO.

#### 3.5.1. SMART-1

El SMART-1 fue el primer satélite construido por la Agencia Espacial Europea para ser enviado en misión a la Luna.

Fue lanzado el 27 de septiembre de 2003, desde Kourou en la Guayana Francesa. El cohete Ariane-5 puso el satélite en una órbita de transferencia geoestacionaria.

Su tiempo de viaje hasta la órbita de misión lunar fue de 14 meses. Después de realizar diversos experimentos su misión acabó impactando contra la superficie lunar el 3 de septiembre de 2006.

La nave tenía un peso de 370 kilogramos y era un cubo de 1 metro de lado, con paneles solares que se expandían 14 metros. [ESA]

Esta misión fue novedosa ya que fue la segunda ocasión en la que se probaba un satélite con propulsión eléctrica iónica alimentada con energía solar.

#### 3.5.2. Kaguya (SELENE)

Kaguya, satélite de la agencia espacial japonesa, JAXA, fue enviado en misión el 14 de septiembre de 2007. La misión finalizó el 10 de junio de 2009 impactando contra la Luna.

Este satélite no cuenta con las características en cuanto a peso y dimensiones del SMART-1 o del ESMO ya que su peso era de 3000 kilogramos y su forma prismática de 2,1 m x 2,1 m x 4,8 metros. [JAXA]

Se ha escogido como referencia ya que contaba con un sistema de propulsión química líquida de mono y bi-propulsante. Su motor principal era capaz de aportar 500 Newtons de empuje.

La característica principal de esta misión es que contaba con el despliegue posterior de 2 pequeños satélites de unos 50 kilogramos que daban apoyo en las investigaciones científicas.

### 3.5.3. Lunar Prospector

Lunar Prospector es un orbitador lunar de la NASA, lanzado al espacio el 6 de enero de 1998. El 11 de enero fue capturado en la órbita de trabajo de trayectoria polar y pocos días después comenzó su misión.

Su peso es similar al del ESMO y su descripción encaja con la de pequeños satélites enviados en misión. Su peso lleno de combustible es de 295 kilogramos y su forma cilíndrica de 1,3 metros de diámetro y 1,4 metros de altura. [NASA]

EL Lunar Prospector contaba con un sistema de propulsión química líquida de mono-propulsante. El combustible usado era hidrazina.

### 3.5.4. Chandrayaan-1

Chandrayaan es la primera misión científica de la India a la Luna. Fue lanzado el 22 de octubre de 2008,

El satélite es un cubo de 1,5 metros de lado, cuyo peso en el lanzamiento fue de 1380 kilogramos, y el peso en misión orbitando la Luna de 675 kilogramos. [CHANDRAYAAN]

La nave emplea un sistema de propulsión química líquida por bi-propulsante que servirá para alcanzar la órbita de trabajo, que será circular polar, y para el control de actitud durante la misión.







## Descripción del sistema de propulsión

---

## 4. Descripción del sistema de propulsión

Una vez especificadas todas las posibilidades, que la tecnología actual de propulsión nos da, se explicará el método seleccionado para el caso del ESMO.

El diseño de la propulsión se debe fundamentar en el conocimiento de la misión para la que la nave será utilizada. Para ello en la *Figura 1*, extraída de los documentos descriptivos de la misión del satélite, podemos observar las fases que el satélite ESMO realizará.

Phase	Events	Duration
LEOP	<ul style="list-style-type: none"><li>• slow spin deployment of the spacecraft into GTO from the launcher upper stage</li><li>• attainment of a stabilised attitude</li><li>• complete spacecraft and ground segment system checkout &amp; functional tests during ground station visibility periods</li></ul>	1 week
Lunar Transfer	<ul style="list-style-type: none"><li>• manoeuvres with an on-board propulsion system in order to increase apogee and inject the spacecraft on a Moon-bound trajectory with correction manoeuvres as necessary</li><li>• initial science payload activation</li></ul>	~3 months
Lunar Capture & Checkout	<ul style="list-style-type: none"><li>• manoeuvres with an on-board propulsion system at lunar close approach in order to place the spacecraft in a stable lunar polar orbit with perilune altitude of 200 km</li><li>• complete spacecraft instruments checkout &amp; functional tests during ground station visibility periods</li></ul>	1 month
Payload Operations	<ul style="list-style-type: none"><li>• min. 10 images of the lunar surface downlinked to ground per day and made available to requesting high schools</li><li>• science payload measurement data acquisition and downlink</li><li>• technology demonstration payload activation</li></ul>	6 months

Figura 1 - Fases de misión del ESMO [SDS]

Las fases y diferentes tipos de órbitas que fueron introducidas en el estado del arte nos ayudan a reconocer los requerimientos para la misión y así evaluar los sistemas de propulsión y escoger la opción correcta.

El satélite será enviado al espacio por un lanzador, que lo situará en una órbita alrededor de la Tierra. Para la transferencia posterior del ESMO hasta su posición final en una órbita lunar se requieren varias fases.

La transferencia hasta la Luna la debe realizar el satélite por sus propios medios, para ello es necesaria la inclusión de un módulo de propulsión.

La tecnología espacial no es muy común, implica elementos muy avanzados tecnológicamente y materiales específicos. El coste de situar un satélite en órbita viene ligado a sus dimensiones y peso y por lo tanto cuanto menores sean estas, más bajo es el coste de la misión. El uso de un sistema de propulsión innovador también acarrea un precio mayor que el uso de una tecnología ya desarrollada por lo que es otro factor a tener en cuenta.

El bajo empuje aportado por los sistemas de gas frío los descartan para la fase de transferencia.

El alto coste de los sistemas de propulsión eléctrica y su bajo empuje a pesar de su alto impulso específico también obligan a rechazar esta solución. Además no son sistemas muy comunes ya que no se encuentran en un avanzado estado de desarrollo.

Una masa muy elevada, la inconveniencia política y las dificultades técnicas alejan la idea del uso de propulsión por fuente nuclear.

Dentro de los diferentes tipos de propulsión química, la propulsión sólida no nos da opciones de control en el encendido y apagado con lo que no se puede usar para las diferentes fases.

La solución híbrida podría ser interesante, pero tiene menor rendimiento que el sistema químico líquido, además hay que tener en cuenta que es una tecnología menos explotada y su desarrollo y ejecución serían más complejos de realizar por estudiantes.

Al comparar la propulsión química líquida con los otros tipos de propulsión química se puede observar que da mayores facilidades de control, mayor rendimiento y aunque su diseño es complejo, su uso está muy extendido.

Para la fase de operación y para el control de trayectoria el sistema requerido es el de gas frío. La inclusión del sistema de gas frío para el control de actitud permite, ya que se cuenta con la tecnología, usarlo también para el control de presión en el circuito de propulsión líquida.

Una vez justificada la decisión del sistema de propulsión para el ESMO y satélites similares, a continuación se hará la descripción y diseño.

#### 4.1. Diseño del sistema de propulsión

La *Figura 2* representa de manera esquemática el diseño propuesto para el sistema de propulsión del ESMO. Se pueden observar tanto el motor principal como los propulsores para el control de actitud, los diferentes tanques y otros componentes necesarios.

Destacando que el orbitador lunar ESMO es un proyecto en fase inicial y de limitado presupuesto, la solución inicial dada por los expertos en propulsión, que es la reflejada en esta imagen, se descartó en el transcurso del trabajo de simulación.

En la *Figura 2* se pueden observar dos tanques para el propulsante y para el oxidante, el diseño de este simulador y muy probablemente el diseño que finalmente se lleve a ejecución es con un único tanque por componente.

Las metas finales de un simulador son las de dar cabida a diferentes desarrollos, y ser fácilmente modelable para permitir un estudio de diseños.

En el transcurso del desarrollo del simulador se comprobó la compatibilidad del módulo creado, ya que el cambio de diseño del satélite no influyó en el sistema.

Existen diferencias notables entre las múltiples posibilidades de diseño. Estas diferencias serán explicadas con posterioridad, ya que por ejemplo, la colocación de los tanques puede afectar a la relación de propulsante y oxidante.

Los propulsores guían el vuelo del satélite. Sus características principales son la alimentación por presión y operar con cámaras de combustión de baja presión.

Los componentes del sistema de propulsión necesitan control térmico. El módulo de control térmico queda fuera de este diseño y de la simulación posterior, por eso se va a tratar la temperatura de todos los elementos como constante, esperando que la regulación de temperatura en el satélite sea correcta.

- DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN -

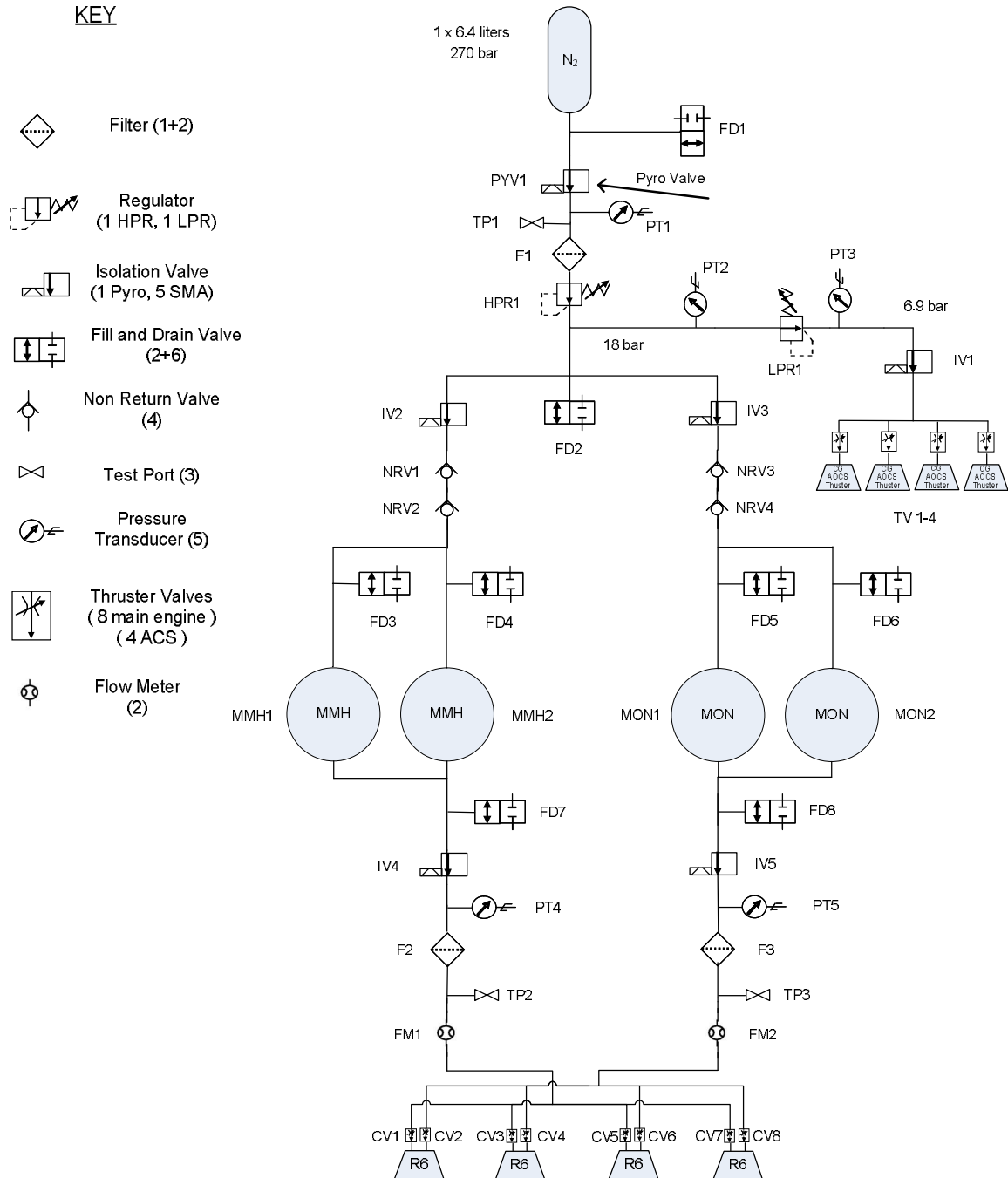


Figura 2 - Esquema del sistema de propulsión del ESMO [SDS]

## 4.2. Sistema de propulsión principal (MEN)

Para poder identificar los componentes del sistema de propulsión principal nos fijaremos en la *Figura 2*.

La referencia del inicio del sistema de propulsión lo marca la salida de los tanques de MMH y MON, en ese punto tenemos fluido líquido de propulsante y oxidante. El sistema abarca desde la salida de los tanques hasta la salida de los propulsores.

Por orden en ese recorrido encontraremos las válvulas y filtros, además de diversos sensores. Posteriormente se pasará a los inyectores y la cámara de combustión y en ese punto se considerará el inicio de los propulsores, formados por toberas convergentes-divergentes.

### 4.2.1. Filtros, válvulas y sensores

Durante el recorrido que hacen los fluidos hasta los inyectores estos se encontrarán con elementos que realizarán diferentes funciones, medición, control o adecuación de los flujos y sus características.

- Filtros: se deben situar en el recorrido para limpiar de impurezas los componentes antes de que entren en las toberas. No cumplen ninguna misión que requiera simulación pero si producen un efecto en los fluidos ya que serán los componentes que provoquen mayores pérdidas de carga.
- Válvulas: las válvulas tendrán como misión controlar el fluido. Es básico evitar el retorno de los fluidos hacia los tanques. Hay que controlar la apertura y cierre de válvulas según sea necesario el paso de flujo.
- Sensores: encontraremos dos sensores de importancia en el recorrido, el transductor de presión y el caudalímetro. La manera de simular un sensor es devolver el valor que daría durante su funcionamiento. En ambos casos las medidas de estos sensores son variables que se encuentran en el simulador con lo que no es necesario hacer un desarrollo particularizado.

### 4.2.2. Cámara de combustión

La cámara de combustión se encuentra solidaria a la tobera, siendo inidentificable el fin de una y el principio de otra. Sin embargo sí contará con una división previa donde se produce la mezcla para la inyección.

Los inyectores, incluidos en la cámara de combustión provocan el mayor salto de presión posterior a las pérdidas de carga durante el recorrido. El ajuste de presión que realizan en la atomización de la mezcla ha sido incluido en la simulación.

Los propulsores utilizados son líquidos a temperatura y presión ambiente. El contacto entre especies provoca la reacción de manera espontánea. Este tipo de propulsores se denominan hipergólicos, y son de gran utilidad ya que no requieren de sistema de ignición.

Se han de tener en cuenta las siguientes consideraciones para el diseño de la cámara de combustión y los inyectores:

- Especies propulsores.
- Empuje requerido por el motor.
- Dosado.
- Presurización de los tanques.
- Dimensiones de la tobera.

#### 4.2.3. Propulsores principales

La elección de los propulsores principales vendrá dada por la necesidad de empuje que requiere el satélite.

El área de la garganta de la tobera convergente-divergente marca el flujo másico de los gases de escape.

Como se señaló con anterioridad el flujo másico en la garganta caracterizará todo el sistema, empuje, presiones, impulso, consumo, etc.

El sistema se ha diseñado con cuatro toberas en una de las caras del satélite. Las cuatro toberas tendrán la misma dirección de salida para los gases, evitando que aparezca un par resultante de las fuerzas. Esto es muy importante para evitar la pérdida de órbita y que aparezcan problemas en el control de actitud.

### 4.3. Sistema de control de actitud (CGS)

El sistema de control de actitud es utilizado para mantener la órbita del satélite. Mediante pequeñas expulsiones de gas frío se corregirá la trayectoria por el par que se produce al encender cada propulsor por separado.

El sistema de gas frío no es el dispositivo principal para el control de actitud. Las naves cuentan con un mecanismo de control de actitud que no necesita del encendido de los propulsores.

Estos mecanismos son denominados volantes de inercia, que cambiarán el momento angular del satélite por el principio del giróscopo y gracias a alimentación eléctrica. Tendrán un módulo propio de simulación denominado por las siglas en inglés RWH.

#### 4.3.1. Propulsores de control de actitud

Los propulsores de control de actitud son de mucho menor tamaño que los propulsores principales.

Estos propulsores son alimentados desde el tanque de gas frío, lo que implica que el fluido de trabajo será nitrógeno.

En este caso no existe cámara de combustión. En el sistema anterior los gases estaban a baja presión y la reacción producía un gran aumento de temperatura.

Con el aumento de temperatura la velocidad de los gases de escape a la salida es mayor ya que la relación de presiones decrece, por lo tanto el empuje aumenta.

El propulsante para el control de actitud no genera energía, la energía necesaria es almacenada previamente en tierra, por esta razón los propulsores del control de actitud serán alimentados por el tanque de gas frío presurizado a alta presión.

Anterior al propulsor existe un regulador de presión que impondrá la presión a la entrada de la tobera. Estos propulsores darán un empuje variable controlado por el regulador.

El dimensionado del tanque asegura que en todo momento tengamos la presión necesaria para los propulsores.



#### **4.4. Sistema de gestión de combustible (FMT)**

El módulo de propulsión es controlado por el sistema de gestión de combustible.

En primer lugar este módulo dará los datos de masa en los tanques que son requeridos por diferentes sistemas del simulador.

El nivel de los tanques afectará al centro de gravedad del satélite y este variará el par que provocan la ignición de los propulsores.

En segundo lugar el sistema de gestión de combustible regulará el flujo de gas frío a los tanques de propulsante y oxidante.

##### **4.4.1. Tanques de propulsante y oxidante**

Los tanques de oxidante y propulsante tienen una presión de trabajo establecida. Para mantener esta presión tras el consumo de las especies, los tanques serán presurizados con el gas frío.

Un regulador de presión envía a los tanques el valor de presión correcta desde el tanque de gas frío.

Por el carácter educativo y de bajo presupuesto del programa ESMO no existe la posibilidad de contar con tanques con membrana interna. Esta membrana permitiría evitar con mayor facilidad que no se mezclaran los componentes. A pesar de que los tanques no contarán con esta membrana el gas frío no pasará al circuito de tuberías que alimentan los motores.

##### **4.4.2. Tanque de gas frío**

Los tanques de gas frío están presurizados y serán utilizados como sistema de alimentación por su sencillez.

Las especies típicas para estos tanques son helio o nitrógeno, como se comentó con anterioridad.

Se ha escogido nitrógeno porque es un elemento más barato y sencillo de proveer que el helio.

El tanque de gas frío debe soportar muy altas presiones, el almacenamiento del nitrógeno se producirá a 27 MPa.

Este nitrógeno debe ser suficiente para mantener la presión de todo el sistema y para alimentar las toberas de control de actitud.

#### 4.4.3. Control de presiones

En el sistema de gestión de combustible se han incluido las unidades de control de presión.

Los aparatos que realizan esta tarea son los reguladores de presión, que se encuentran en puntos específicos del recorrido.

El control de presión es necesario por las diferencias que hay entre las presiones de trabajo de los diferentes puntos del satélite.

El tanque de gas frío está presurizado a muy alta presión. Los tanques de combustible tienen una presión de trabajo propia, marcada por la necesidad de tener la presión idónea en la cámara de combustión. Los propulsores del control de actitud necesitan una presión de nitrógeno mucho menor a la de almacenamiento.



# Modelado del sistema de propulsión

---

## 5. Modelado del sistema de propulsión

En este capítulo se va a proceder a detallar el modelado del sistema de propulsión.

Para cada componente descrito en el capítulo anterior se desarrollará el modelo físico que rige su comportamiento y la solución para Simulink creada con posterioridad.

Cada componente digno de ser modelado ha sido analizado para encontrar la manera de hacer la simulación lo más próxima a la realidad posible.

### 5.1. Descripción de la estructura creada para Simulink

El diseño del sistema de propulsión para Simulink se dividirá en tres módulos diferentes.

El primer módulo se llamará sistema de propulsión principal (MEN) y contará con la salida de los tanques de propulsante y oxidante hasta el motor principal.

El segundo módulo se compondrá por los propulsores de gas frío, es el encargado del sistema de control de actitud (CGS).

El tercer módulo será el encargado del control de oxidante, propulsante y de gas frío y de la presión de todo el sistema, su denominación es unidad de gestión de combustible (FMT).

La concepción inicial del simulador completo para el orbitador lunar fue la que dio nombre a los tres módulos MEN, FMT y CGS siglas correspondientes a Main Engine, Fuel Management y Cold Gas System.

La división en tres módulos no sólo es necesaria por la lógica de realizar diferentes operaciones, si no que facilita el desarrollo del simulador. La complejidad de las conexiones entre sistemas, los numerosos subsistemas internos y el tamaño final hacen desaconsejable no realizar particiones y tener un sistema único.

En el desarrollo del simulador es muy importante la organización interna mediante subsistemas, y evitar un exceso de cableado para poder apreciar a simple vista las conexiones y el orden de los módulos.

En las siguientes imágenes es posible apreciar el aspecto exterior del simulador:

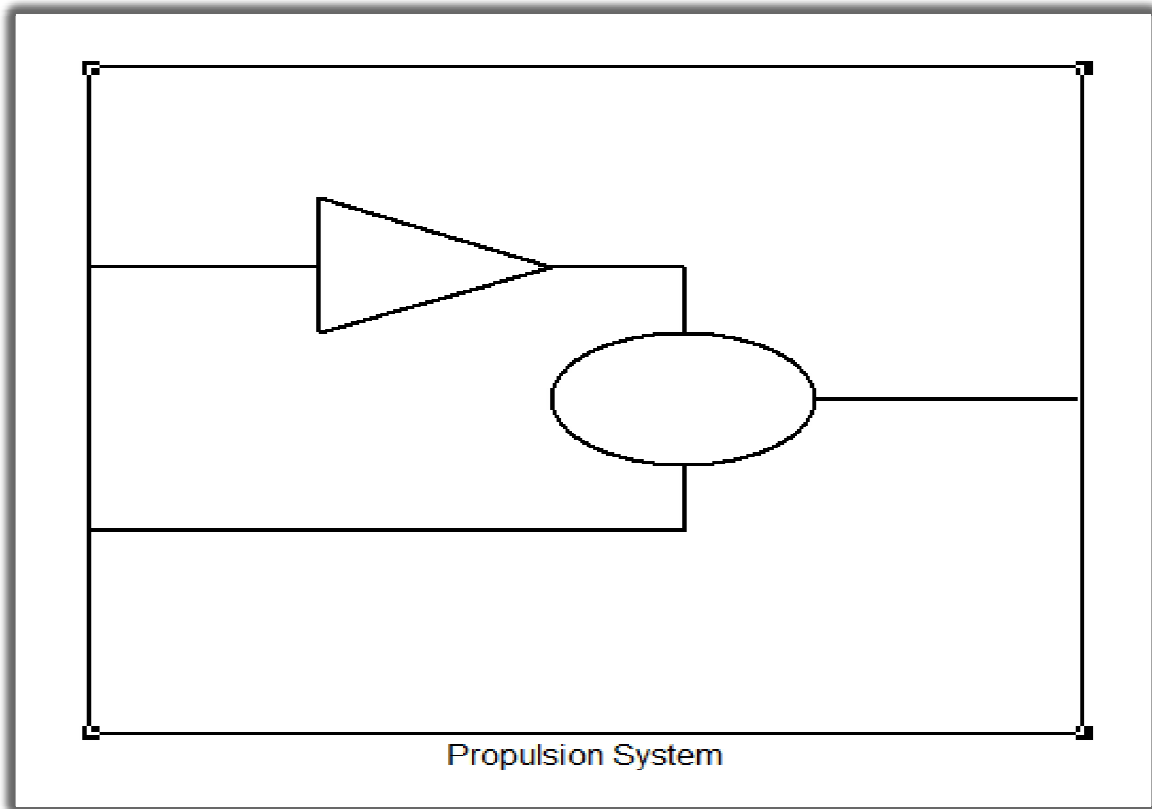


Figura 3 - Vista exterior del modulo de propulsión en Simulink

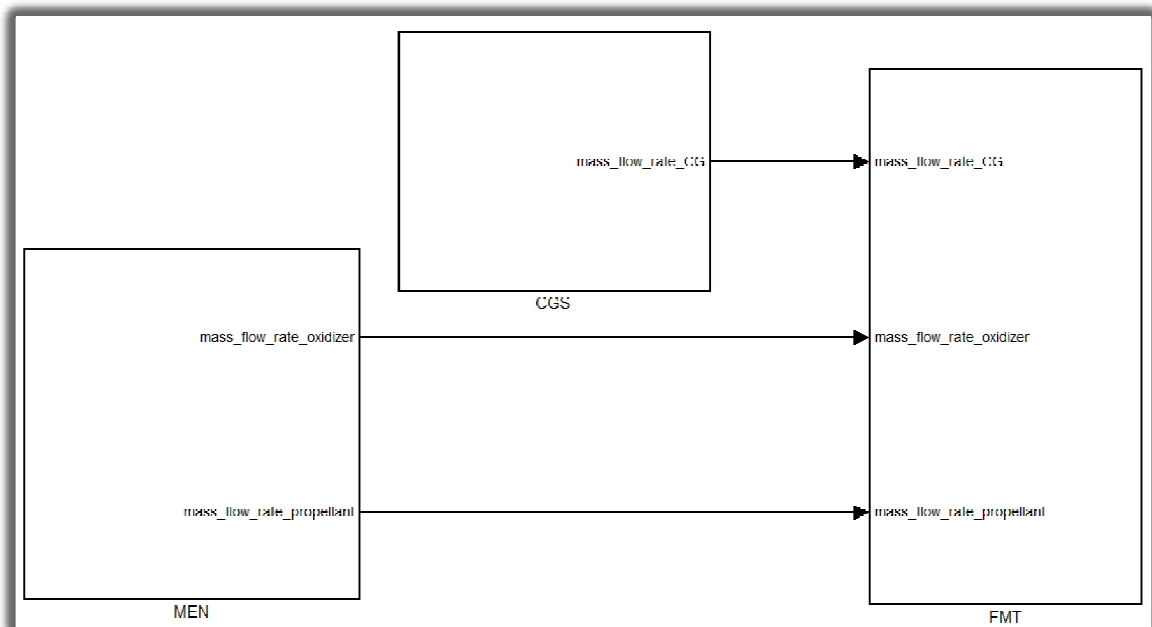


Figura 4 - Vista de los módulos internos del sistema de propulsión

## 5.2. Consideraciones de configuración de Simulink

El programa Simulink nos permite configurar diferentes aspectos que posteriormente son necesarios para el buen funcionamiento de la simulación.

El primer parámetro que se debe fijar es el tiempo de simulación. La misión del ESMO es de larga duración, y la simulación debe acompañar el tiempo completo de misión.

El módulo de propulsión actuará principalmente en la primera parte de la misión pero al contar con el apoyo del control de actitud se debe mantener la simulación en la misión completa.

En el momento del desarrollo del simulador las herramientas informáticas no tienen la potencia necesaria como para soportar una simulación de meses.

Los propulsores tienen un tiempo de actuación muy pequeño en comparación con las fases en las que se encuentran apagados.

En la misión real los propulsores se encenderán en un total de cuatro fases de diez minutos durante los meses que el satélite tardará en alcanzar su órbita de trabajo en la Luna.

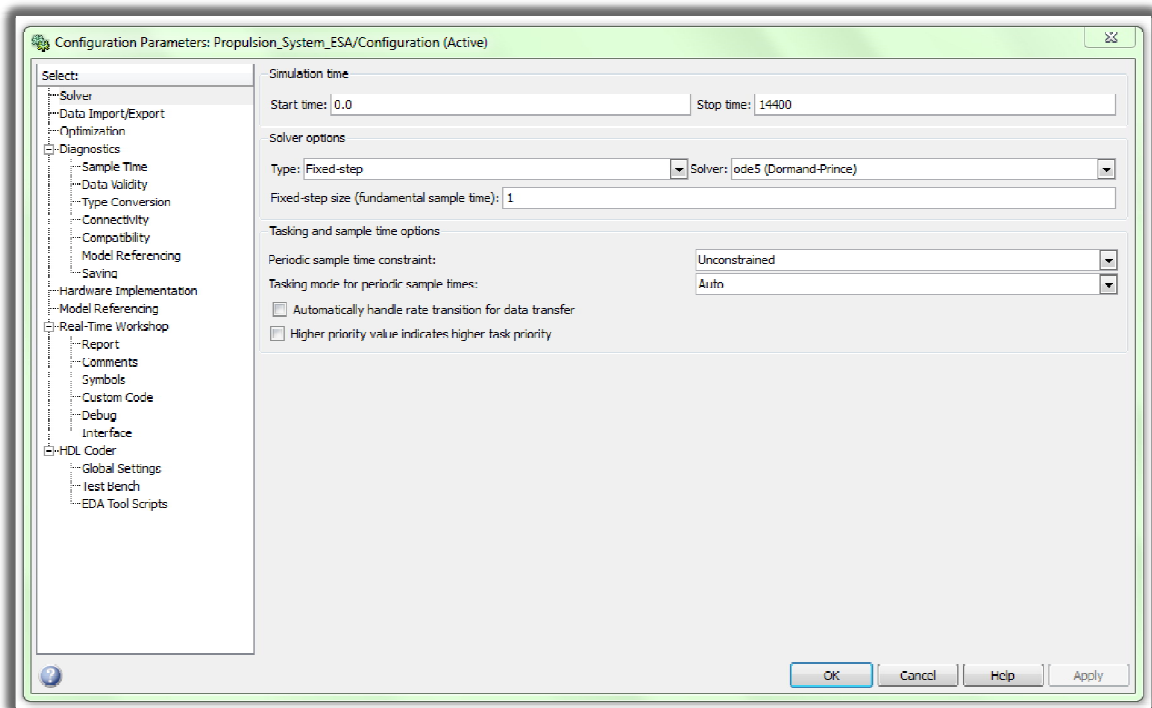


Figura 5 - Menú de configuración de Simulink

La solución encontrada para poder probar el módulo antes de su integración en el simulador es la de fijar un periodo de cuatro horas en las que los propulsores se encenderán diez minutos por hora. El total de tiempo de encendido es muy cercano a la realidad, con la salvedad de que la espera entre encendidos es mucho menor para poder simular sin inconvenientes.

Como se puede observar en la *Figura 5*, el tiempo que se marca en segundos es de 14400 segundos, equivalente a cuatro horas.

El segundo aspecto que hay que fijar es el paso de simulación. Simulink permite modificar en diferentes aspectos la simulación.

Se ha elegido un paso fijo de tamaño un segundo, un paso menor daría una carga de datos excesiva.

El paso también es necesario fijarlo para elementos de simulación como los módulos de integración.

### **5.2.1. Cálculos estáticos y dinámicos en el módulo de propulsión**

Como se explicará con posterioridad el elemento principal del módulo de propulsión es un bucle que buscará el cálculo de diversas variables.

La peculiaridad de Simulink hace que para alcanzar la solución estacionaria se utilice una iteración pseudo transitoria. Los valores que se obtienen hasta la convergencia no son físicos.

Esto implica que los primeros segundos después del encendido del motor no se estén dando valores reales de empuje, gasto másico y otras variables.

Los valores calculados en busca del estacionario no se pueden tener en cuenta como valores de una simulación de transitorios ya que no corresponden a la física real del sistema.

Se hace un paso por el bucle con cada paso de simulación, que se ha marcado de un segundo. Si hubiéramos puesto un valor de paso de simulación menor alcanzaríamos el estacionario en un tiempo más bajo, no referido a pasos de simulación si no a tiempo real de simulación.

Una vez fijado el estacionario del gasto másico de los gases de escape se puede hacer el cálculo dinámico de masa en los tanques, de presión o de impulso dado por los motores.

Según directrices del departamento de propulsión de la Agencia Espacial el transitorio real tiene un orden de duración de 20 milisegundos y no tiene el interés suficiente como para ser simulado. Para una misión total de aproximadamente un año no es posible hacer simulaciones de elementos que sufren cambios de ese orden de magnitud.

### 5.3. Hipótesis fundamentales del modelo físico

El componente principal del sistema de propulsión, aquello para lo que ha sido creado, es, según la ecuación del empuje en vehículos espaciales, el flujo de materia saliente y su velocidad, así como la diferencia de presiones a la salida.

Para desarrollar las ecuaciones de la termodinámica que rigen este sistema es necesario hacer varias simplificaciones. El cohete ideal recreado para el cálculo y simulación debe asumir [Sutton] y [Humble]:

- Flujo isoentrópico, será reversible y adiabático, desde la cámara (posterior a la reacción del propulsante) hasta la salida de la tobera.
- La sustancia de trabajo será homogénea, en todos los tanques las sustancias son inmiscibles.
- Todas las especies serán gaseosas, exceptuando en los conductos de los tanques de oxidante y propulsante a la cámara de combustión.
- Las sustancias de trabajo obedecerán la Ley de Gases Ideales.
- No habrá transferencia de calor a través de las paredes del propulsor.
- El flujo de propulsante será estable y constante mientras exista suficiente masa de componentes.
- El flujo será unidimensional:
  - Los gases de escape tendrán sólo componente axial de la velocidad.
  - Velocidad de los gases, presión, temperatura o densidad serán uniformes en cada sección.
- El equilibrio químico será establecido en la cámara de combustión, los productos de la combustión una vez fuera de la cámara tendrán la composición congelada.
- No existirá fricción y se despreciarán los efectos de capa límite.
- No habrá ondas de choque o discontinuidades en el flujo en la tobera.



## 5.4. Modelado del sistema de propulsión principal (MEN)

A continuación se describe el modelado del sistema de propulsión principal. La descripción será cronológica en cuanto al recorrido de propulsante y oxidante, empezando por la salida de sus respectivos tanques, hasta las toberas.

### 5.4.1. Pérdidas de carga

El cálculo de las pérdidas de carga entre los tanques y la cámara de combustión es fundamental. La caída de presión entre esos puntos debe ser conocida para asegurar que la presión a la entrada de la cámara de combustión es la necesaria para conseguir el rendimiento buscado.

Para el modelado de las pérdidas de cargas primarias, debidas al paso de flujo por las tuberías, se usó la correlación de Colebrook,

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2,0 \log \left( \frac{\epsilon/D}{3,7} + \frac{2,51}{Re\sqrt{\lambda}} \right) \quad (11)$$

válida para todo el rango de flujo turbulento ( $Re > 4000$ ). En la ecuación  $\epsilon$  representa la rugosidad de las paredes del conducto,  $D$  su diámetro y  $Re$  el número de Reynolds.

El número de Reynolds se obtiene de la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{D \cdot \rho \cdot v}{\mu} \quad (12)$$

donde,  $D$  es la longitud característica, en este caso el diámetro hidráulico de la tubería;  $\rho$  la densidad,  $v$  es la velocidad del fluido y  $\mu$  es la viscosidad dinámica.

El parámetro  $\lambda$  es necesario ya que será el que se introduzca posteriormente en la ecuación de pérdidas.

Esta correlación es válida para la obtención de la caída de presión que experimenta un líquido de densidad y viscosidad conocidas moviéndose a través de un conducto de sección circular.

Como se puede comprobar no es posible obtener el valor de  $\lambda$  directamente ya que está implícito.

Ha sido necesario crear un programa sencillo de Matlab que nos proporcione un valor de  $\lambda$  válido mediante iteraciones.

Las funciones creadas en Matlab son fácilmente incluibles en Simulink. Para ello existe el módulo FUNCTION donde habrá que especificar las entradas necesarias así como la salida.

Además de las pérdidas primarias, el flujo cuenta con caídas de presión por pérdidas secundarias debidas a elementos colocados durante el recorrido, como pueden ser válvulas, codos o cambios de diámetro del conducto.

El coeficiente de pérdidas para los codos vendrá dado por la siguiente expresión:

$$K_c \approx 0,388\alpha \left(\frac{R}{d}\right)^{0,84} Re^{-0,17} \text{ donde } \alpha = 0,95 + 4,42 \left(\frac{R}{d}\right)^{-1,96} \quad (13)$$

donde  $R$  indica el radio de curvatura del elemento y  $d$  el diámetro del conducto.

Con esto, la pérdida total de presión a lo largo del conducto se obtendrá de la siguiente ecuación:

$$\Delta P = \frac{1}{2}\rho U^2 \left( \frac{\lambda L}{D} + \sum K_s \right) \quad (14)$$

donde  $\sum K_s$  representa el sumatorio de pérdidas secundarias en los componentes a lo largo del recorrido.

Un análisis de los resultados obtenidos evidenció que la caída de presión esperada no se da con la simulación única de tuberías y codos. Los inyectores de la cámara de combustión son los que provocan la mayor caída de presión antes de entrar en la cámara.

Durante el recorrido también se encuentran filtros, válvulas y otros elementos donde el sistema pierde presión. Estos elementos no han sido caracterizados en el momento del estudio y sus coeficientes de pérdidas de presión deberán ser aportados por el proveedor a posteriori, mientras tanto se ha estimado un valor aproximado al real según directrices del departamento de propulsión de la ESA.

Para no desvirtuar el simulador y bajo la dirección del experto en propulsión encargado de supervisar los diseños para el ESMO se ha incluido un salto de presión que simula las pérdidas en los inyectores.

Si acudimos a la bibliografía vemos que para las especies propulsantes del satélite, MMH y MON, la relación entre las pérdidas de presión y la presión en la cámara de combustión es:  $\frac{\Delta P}{p_c} \approx 0.5$  [Yang], este salto se encuentra en los inyectores.

Todas estas consideraciones se han tenido en cuenta en los respectivos subsistemas del simulador.

#### 5.4.2. Cámara de combustión

Ya que la opción elegida para el sistema de propulsión fue una propulsión química líquida de bi-propulsante se deben elegir posteriormente el propulsante y el oxidante que tendrán la reacción química en la cámara de combustión.

Como propulsante el compuesto elegido fue la mono-metilhidrazina o MMH por sus siglas en inglés,  $\text{CH}_3(\text{NH})\text{NH}_2$ , (42 gramos por mol).

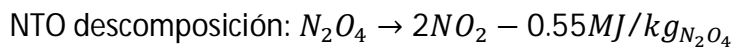
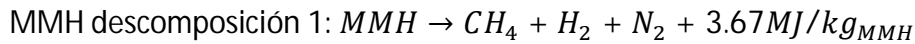
El oxidante para la MMH es una mezcla de óxidos de nitrógeno,  $\text{NTO}_1$ , con un 99% en masa de  $\text{N}_2\text{O}_4$  y un 1% de  $\text{NO}$ , (92 gramos por mol). Estas mezclas también son conocidas como MON.

El oxidante cuenta con un 1% en peso de  $\text{NO}$  ya que este componente baja el punto de congelación de la mezcla.

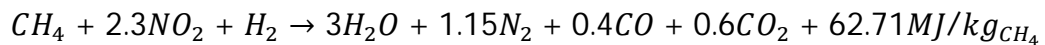
El modelo de la reacción se basa en 4 pasos que ocurren de manera secuencial.

- Propulsante y oxidante líquidos se evaporan y descomponen de manera instantánea.
- Se produce una reacción en dos pasos del metano.
- Se produce la disociación de las moléculas de agua.

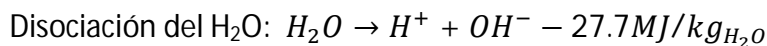
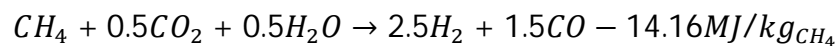
Las reacciones químicas que se producirán en la cámara de combustión son las siguientes [Yang]:



Reacción de  $\text{CH}_4$ , paso 1:



Reacción de  $\text{CH}_4$ , paso 2:



El propulsante sufre dos tipos de descomposiciones diferentes en función de la temperatura local, si la hidrazina se encuentra en el núcleo de la reacción sufrirá descomposición 1 y si se encuentra en zonas más frías como las paredes de la cámara tendremos la descomposición 2.

Esta reacción alcanza altas temperaturas de aproximadamente unos 3400 K, valor que será usado como temperatura adiabática de combustión para la simulación.

El dosado, que se explica en el próximo punto, influirá en la temperatura adiabática de combustión. No es posible variar el dosado sin variar la temperatura adiabática que le corresponda a cada valor del dosado.

Este detalle es de vital importancia si intentamos variar el diseño o las condiciones porque el empuje resultante será función de estas variables.

#### **5.4.2.1. Dosado**

El dosado establecido para propulsante y oxidante vendrá establecido por el diseño completo del satélite.

Aunque el rendimiento del sistema puede disminuir, no en todos los casos es posible actuar con dosado relativo unidad.

La distribución de los tanques de cada componente es fundamental para elegir el ratio de oxidante/propulsante, la diferencia en gasto másico de cada compuesto provocaría un desequilibrio en la nave si no se tuviera cuidado en el diseño.

En este caso el ratio  $O/F$  es de dos si contáramos con condiciones ideales, es decir se consumen dos gramos de oxidante por cada gramo de propulsante.

La situación de equilibrio variará dentro del satélite según la posición de los tanques.

A continuación se muestran dos esquemas que explican los posibles posicionamientos de los tanques:

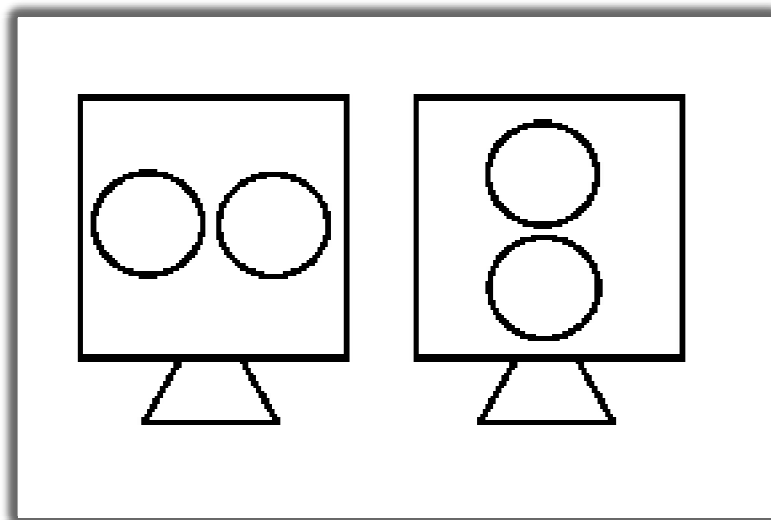


Figura 6 - Vista de las configuraciones de posicionamiento de los tanques

La imagen de la derecha supone una configuración más sencilla desde el punto de vista de equilibrio del satélite. La inercia en el momento del impulso del satélite hace que los componentes líquidos en los tanques se muevan en sentido contrario al movimiento del orbitador, pero la configuración de apilamiento vertical produce que ese movimiento esté sobre el eje del satélite en ambos casos y por lo tanto el movimiento de los fluidos no desequilibra el satélite. En este caso el dosado no vendrá influido por el diseño estructural.

En el caso de la izquierda encontramos que el apilamiento de los tanques es horizontal con respecto a la posición del propulsor principal. El diferente gasto másico, unido a elementos de distinta densidad hace que el nivel de fluido en los tanques sea diferente. La diferencia de nivel provocará en el impulso un desequilibrio de la nave que debería ser contrarrestado de alguna manera haciendo más complejo el control de actitud. Un dosado con relación igual a la relación de densidades haría que el gasto volumétrico sea el mismo y por lo tanto mantendría el nivel en ambos tanques igual y el problema de estabilidad quedaría resuelto.

Por la configuración inicial propuesta para los tanques del ESMO el dosado de la reacción química no es el estequiométrico si no que tiene un valor  $O/F$  de 1,64, correspondiente a la relación de densidades de MMH y NTO.

#### **5.4.2.2. Otras consideraciones**

Para que la reacción química se lleve a cabo de manera correcta y controlada el punto fundamental que influye en todo el sistema es la presión en la cámara de combustión. En este caso la presión de diseño es de 6,9 bares o 690000 Pascales.

El resto de elementos anteriores a la cámara de combustión, todos los componentes para la alimentación serán diseñados para lograr la presión necesaria en la cámara. Así como la presión en los tanques debe ser la óptima no sólo para el almacenamiento sino también para alimentar correctamente la reacción química.

La complejidad del proceso que ocurre en la cámara de combustión no da lugar a una simulación exacta en esta parte del sistema.

Por esto la cámara de combustión no dará valores dinámicos si no que las variables necesarias salientes de la reacción química serán introducidas a través de la base de datos.

La temperatura adiabática de combustión, la presión en la cámara, la mezcla producida por los inyectores y la velocidad de salida se obtienen por bibliografía.

El flujo de los gases de escape, como se ha señalado con anterioridad, se considera homogéneo en composición y su masa molecular media también debe ser una entrada del sistema desde la base de datos.

### 5.4.3. Propulsor

Los cuatro propulsores que forman parte del denominado motor principal son la parte más compleja de simular.

La variable clave que modifica todos los parámetros es el área de la garganta. El área modificará el flujo másico de los gases de escape.

En la garganta de la tobera convergente-divergente se produce bloqueo sónico. Por lo cual en la garganta los gases de escape alcanzarán la velocidad del sonido ( $a_t$ ).

$$a_t = \sqrt{\gamma \cdot T_t \cdot \frac{R_g}{W}} \quad (15)$$

Partiendo de la ecuación (14), vemos el desarrollo para el cálculo de flujo másico por propulsor.

$$\dot{m} = \rho_t \cdot A_t \cdot V_t \quad (16)$$

$$\dot{m} = \rho_t \cdot A_t \cdot V_t \Rightarrow \dot{m} = \rho_t \cdot A_t \cdot a_t \cdot M \Rightarrow \dot{m} = \sqrt{\gamma} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2 \cdot (\gamma-1)}} \cdot \frac{p_c \cdot A_t}{\sqrt{\left(T_c \cdot \frac{R_g}{W}\right)}}$$

Del conjunto de transformaciones de la ecuación (16), llegamos a la ecuación (17), que será la usada en el módulo de propulsión.

$$\dot{m} = \sqrt{\gamma} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2 \cdot (\gamma-1)}} \cdot \frac{p_c \cdot A_t}{\sqrt{\left(T_c \cdot \frac{R_g}{W}\right)}} \quad (17)$$

donde  $A_t$  es el área de la garganta,  $\rho_t$  es la densidad del fluido en la garganta, y  $M$  el número de Mach en la garganta, que es de valor unidad en este punto.

En la *Figura 7* se puede observar el desarrollo de esta ecuación en Simulink.

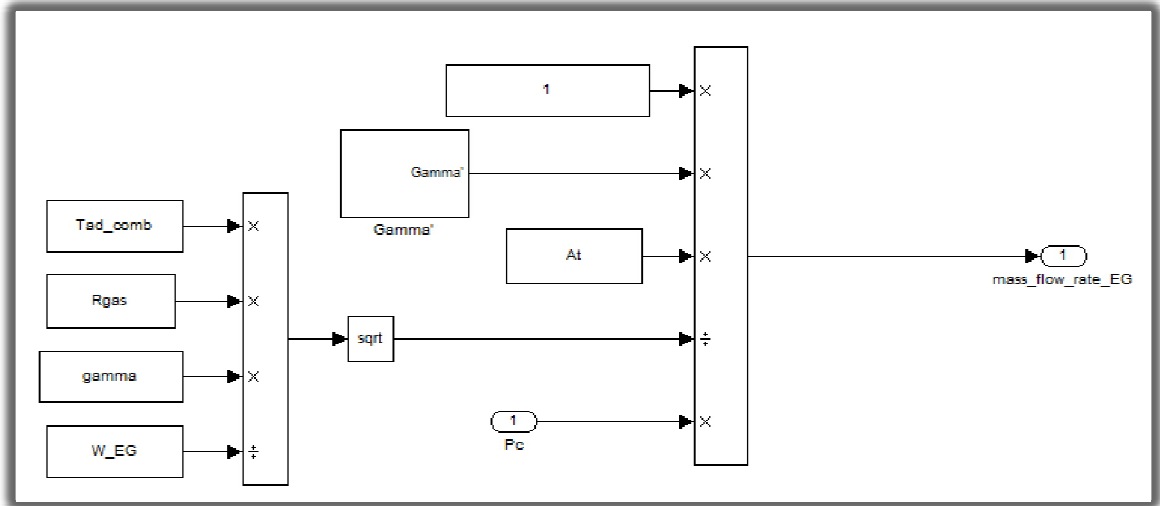


Figura 7 - Subsistema de cálculo de flujo másico de los gases de escape

De la ecuación (17) conocemos los valores de  $R_g$  y  $\gamma$  por ser constantes universales.  $W$  es el peso molecular de los gases de escape,  $T_c$  la temperatura en la cámara de combustión y  $A_t$  el área de la garganta, todas ellas variables que podemos encontrar en la base de datos.

El único parámetro que debemos calcular previamente es la presión en la cámara. Para hallar la presión en la cámara de combustión tenemos la siguiente ecuación,

$$p_c = p_i - \Delta P \rightarrow \Delta P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U^2 \cdot \left( \frac{\lambda \cdot L}{D} + \Sigma k \right) \quad (18)$$

A la presión inicial en los tanques se le deben restar las pérdidas de carga que calculamos con anterioridad.

El factor de pérdidas de carga está multiplicado por el cuadrado de la velocidad del fluido,

$$U = \frac{\dot{m}}{\rho \cdot A} \quad (19)$$

donde  $\dot{m}$  es el gasto másico,  $\rho$  la densidad del fluido y  $A$  el área de las tuberías.

Enlazando las ecuaciones (17), (18) y (19) se obtiene la siguiente relación:

$$\dot{m}(p_c) \Rightarrow p_c(\Delta P) \Rightarrow \Delta P(U) \Rightarrow U(\dot{m}) \quad (20)$$

Nos encontramos con que las ecuaciones van enlazadas, lo que forma un bucle para el cálculo gasto másico.

Una de las características fundamentales de Simulink es su capacidad en la resolución de bucles como el que nos encontramos.

En la *Figura 8* se puede observar el bucle que se produce entre subsistemas.

A la izquierda encontramos el módulo de pérdidas de carga que tendrá como salida el incremento de presión que se produce en el paso de los tanques a la cámara.

En ese módulo también se hará el cálculo de la velocidad en función del gasto másico, previamente hay que realizar la conversión entre el flujo másico de los gases de escape y el flujo másico de propulsante y oxidante.

Para calcular los flujos másicos de oxidante y propulsante hemos de conocer el dosado y aplicar las siguientes relaciones:

$$\dot{m}_{pr} = \frac{\dot{m}_{EG}}{1 + \phi} \quad (21)$$

$$\dot{m}_{ox} = \frac{\dot{m}_{EG} \cdot \phi}{1 + \phi} \quad (22)$$

donde  $\dot{m}$  es el gasto másico de cada especie y  $\phi$  el dosado.

En el módulo de la derecha como entrada tendremos el salto de presión y como salida el gasto másico de los gases de escape. Dentro de este módulo con el valor de pérdidas se procederá al cálculo de la presión en la cámara de combustión.



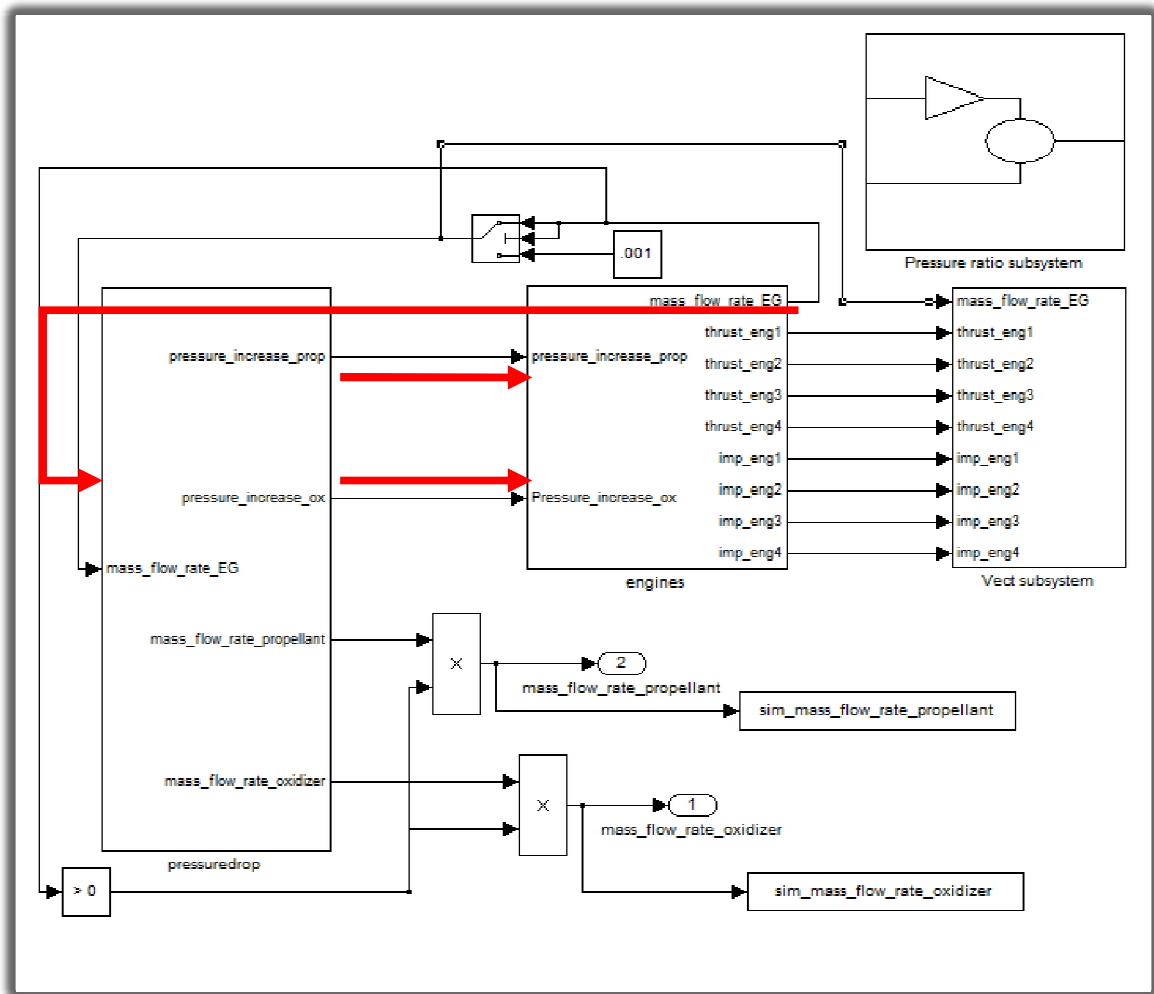


Figura 8 - Módulo del sistema de propulsión principal

Una vez obtenido el flujo másico de los gases de escape se puede calcular el empuje que suministra cada propulsor.

Para completar la fórmula (7):  $F = \lambda \cdot \{\dot{m} \cdot v_e + (p_e - p_a) \cdot A_e\}$  se necesita obtener la velocidad de escape,  $v_e$  y la relación de presiones entre la cámara y el escape  $p_e/p_c$ .

La velocidad de escape vendrá dada por la siguiente ecuación,

$$V_e = \left\{ \frac{2 \cdot \gamma \cdot R_g}{W \cdot (\gamma - 1)} \cdot T_c \cdot \left( 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (23)$$

donde conocemos todos los datos salvo la relación de presiones.

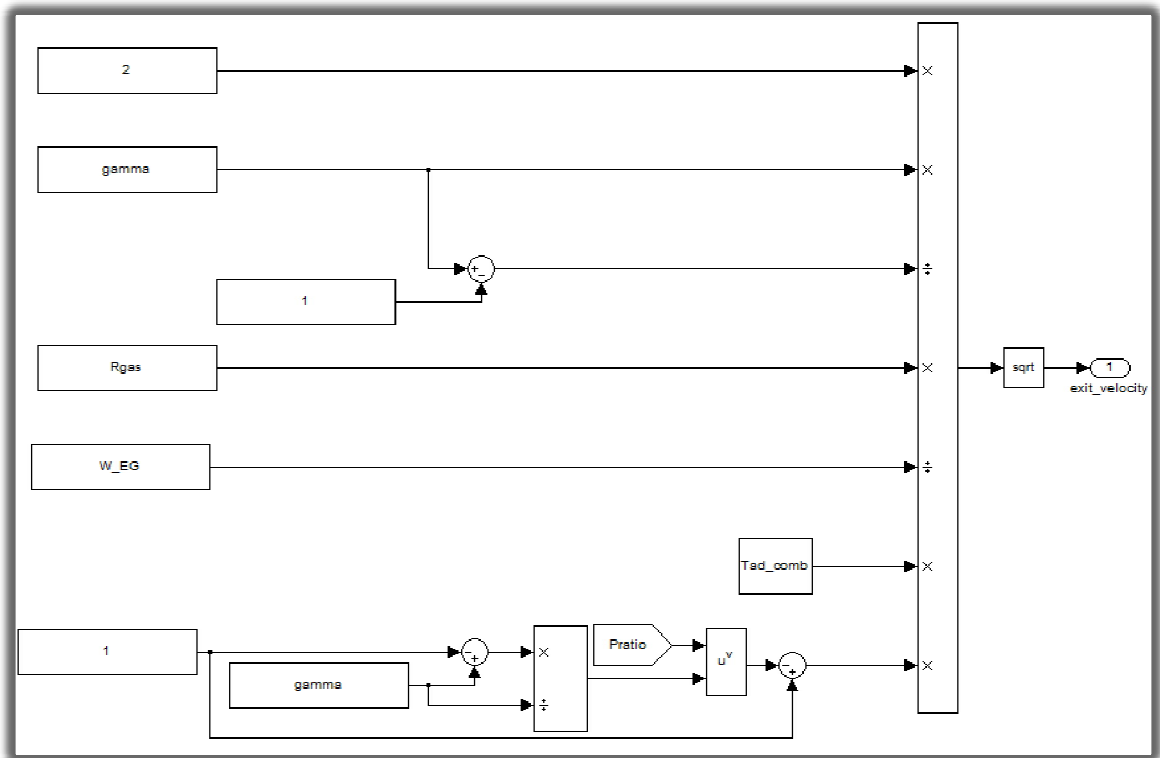


Figura 9 - Cálculo de la velocidad de los gases de escape

La relación de presiones depende de la relación de áreas entre la garganta y el escape.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{Me} \cdot \left( \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \cdot \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_e^2 \right) \right)^{\frac{\gamma+1}{2 \cdot (\gamma-1)}} \quad (24)$$

Por la ecuación (24) y mediante un método iterativo como se hizo para calcular el factor de pérdidas de carga obtenemos  $Me$ , que es el número de Mach a la salida.

Una vez obtenido el número de Mach a la salida podemos obtener la relación de presiones,

Con los resultados obtenidos se puede completar la ecuación (7), donde hay que remarcar que la presión exterior  $p_a$  es cero por encontrarse la nave en el espacio exterior.

El subsistema para el cálculo de pérdidas de carga no soporta una entrada de flujo másico cero, por lo que se ha tenido que evitar que cuando el propulsor este apagado se entre en el bucle con valor cero.

*Desarrollo del módulo de propulsión del simulador de misión de un orbitador lunar.*

## 5.5. Modelado del sistema de control de actitud (CGS)

En las líneas siguientes se va explicar la realización del sistema de control de actitud del ESMO.

Este sistema es muy sencillo y se desarrollará sin dividirlo.

### 5.5.1. Propulsores de control de actitud

Las complicaciones que se encontraron para el diseño de la simulación de los motores principales no se dieron en los propulsores para el control de actitud.

Con el mismo principio físico que los anteriores todos los parámetros del sistema dependían del tamaño de la garganta de la tobera.

Hay que recordar que estos propulsores carecen de cámara de combustión porque consumen la energía almacenada en forma de presión.

El sistema calculará el gasto másico que permite la tobera. Para el módulo de control de actitud la presión en la entrada de la tobera está fijada por el regulador de presión anterior a ella.

Al ser una presión predeterminada e independiente del flujo másico el subsistema no cuenta con el bucle de cálculo anterior.

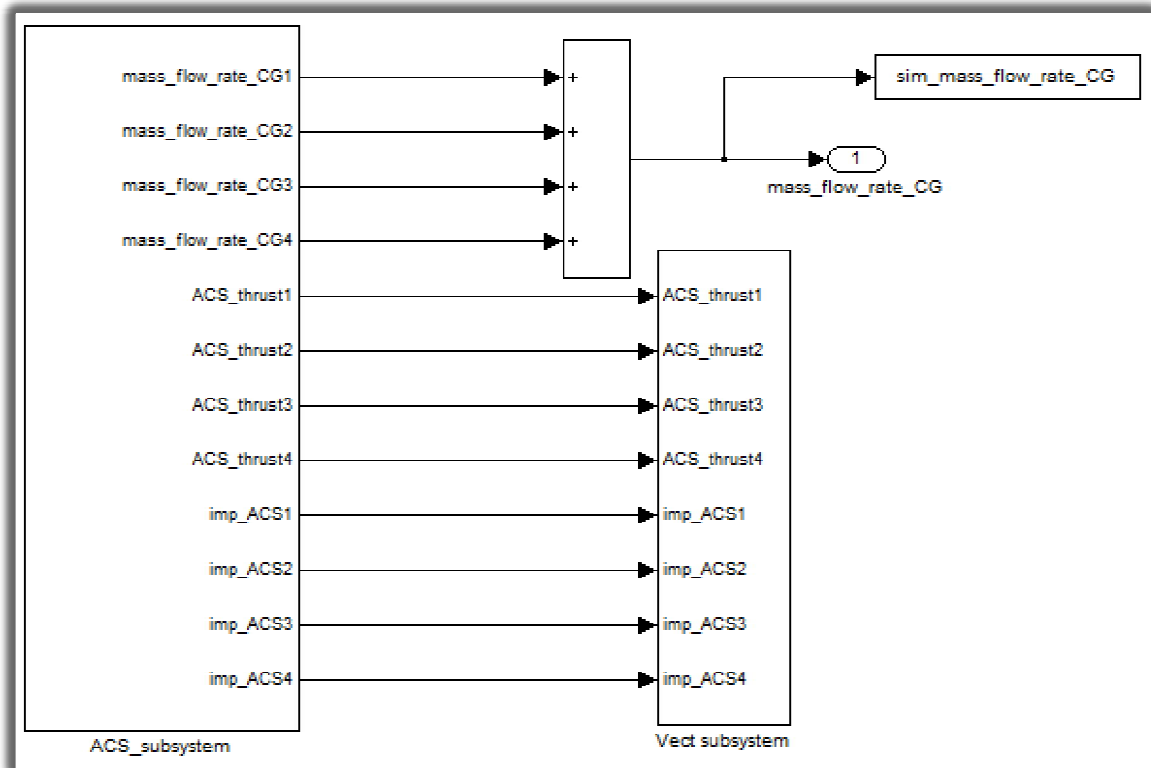


Figura 11 - Módulo de simulación del control de actitud

Las ecuaciones utilizadas para el desarrollo anterior (7), (17) y (23), son válidas también en este caso.

Se incluye un subsistema que calcule empuje, en módulo y en vector resultante y el par que dan los propulsores.

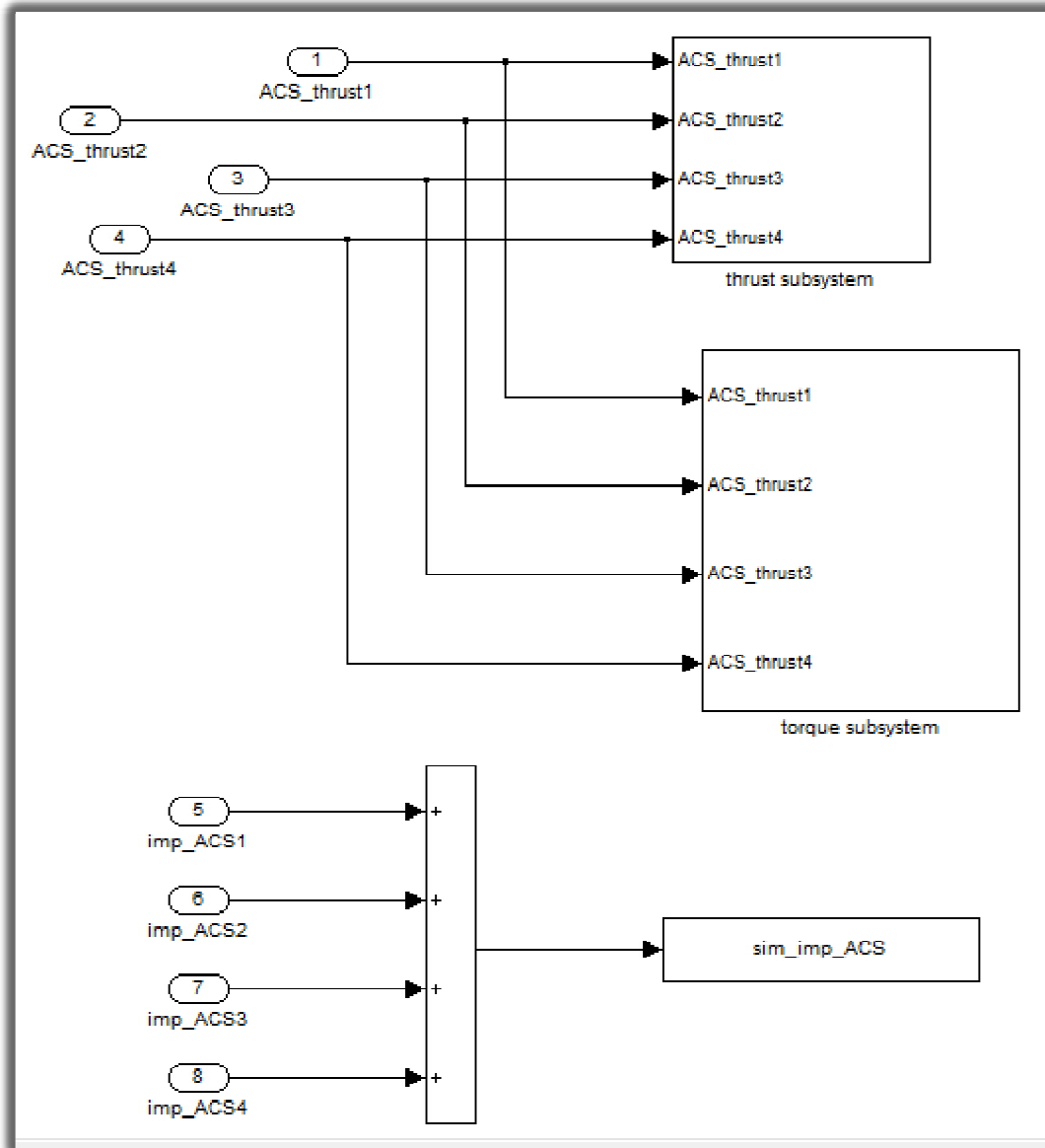


Figura 12 - Subsistemas para el cálculo de par, empuje e impulso de los propulsores

## 5.6. Modelado del sistema de gestión de combustible (FMT)

En este punto se tratarán todos los aspectos sobre la simulación del módulo de gestión de combustible del simulador.

La división creada cubre los tanques de propulsante y oxidante, que simulará el nivel másico de estos y su presión y los tanques de gas frío.

### 5.6.1. Tanques de propulsante y oxidante

Para los tanques de propulsante y oxidante sólo es necesario efectuar el cálculo de la masa restante en ellos.

A la masa inicial del tanque se le restará la integral con respecto al tiempo del gasto másico, para obtener la masa real.

$$m = m_i - \int_0^t \dot{m} dt \quad (25)$$

donde  $\dot{m}$  es el gasto másico de cualquiera de las especies y  $t$  el tiempo de encendido de los motores.

### 5.6.2. Tanques de gas frío

El subsistema de tanques de gas frío es más complejo que el anterior.

En primer lugar el gasto másico no proviene únicamente del consumo de los propulsores, si no que parte del nitrógeno está dedicado a la presurización de los tanques de propulsante y oxidante.

La presión en los tanques de propulsante y oxidante vendrá dada por el regulador de presión que se puede observar marcado en el centro de la *Figura 13*.

A la izquierda del regulador de presión se encuentran las herramientas de cálculo de presión en el tanque de gas frío. Como se puede observar hay un nuevo bucle de actuación ya que la presión del tanque de nitrógeno depende de la masa que haya en él y la masa existente de gas frío es dependiente del nivel de presión que pueda aportar este tanque.

En realidad el regulador de presión evita que el bucle actúe. La presión del tanque siempre va a contar con un valor distinto al que transcurre por el bucle gracias al regulador de presión.

A la izquierda y bajo y sobre la marca de regulador de presión se presentan los cálculos para obtener el consumo de nitrógeno debido a la presurización de los tanques.

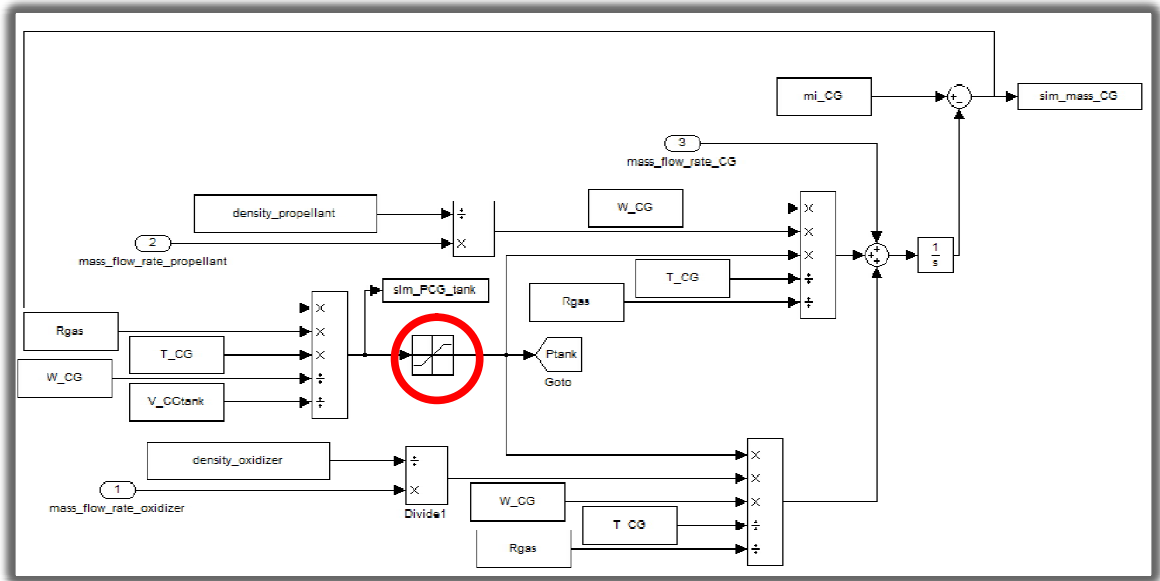


Figura 13 - Subsistema del tanque de gas frío

La presión en el tanque de nitrógeno se obtendrá por la Ecuación de Estado de los Gases Ideales:

$$P \cdot V = \frac{m \cdot R_g \cdot T}{W} \quad (26)$$

donde  $V$  es el volumen del tanque,  $m$  la masa,  $W$  el peso molecular y  $T$  la temperatura en el tanque.

## 5.7. Modelado de elementos simuladores de misión

A las características propias del módulo de propulsión se le deben unir partes necesarias para el ensamblaje con otros módulos.

### 5.7.1. Sistema de simulación de controles de misión

El módulo de propulsión necesita recibir órdenes externas para el encendido y apagado de los motores.

Dentro del simulador de misión existirán módulos que se encarguen de enviar las órdenes pertinentes según el estudio de la dinámica de vuelo. Estos módulos son denominados OBDH y AOCS.

OBDH se refiere, por sus siglas en inglés, al sistema de los vehículos espaciales que interactúa entre las unidades electrónicas y la estación de control en tierra. Recolectará datos, procesándolos y almacenándolos durante el tiempo necesario.

AOCS proporciona la información de actitud de la nave y da las órdenes necesarias para mantener la orientación y posición requeridas en cada fase de la misión. El subsistema interactúa con los volantes de inercia, los propulsores y con sensores que le permiten reconocer su posición.

Ante la carencia de estos sistemas, el módulo de propulsión debe incorporar algún complemento que realice la función que harían OBDH y AOCS.

Se han incluido entradas para señales de onda cuadrada de diferentes periodos y amplitud según necesidades para cada elemento.

Estas ondas simularán controles de encendido y apagado, con valores iguales a los que aportarían los mandos de la nave.

### 5.7.2. Sistema de simulación de fallos

Todo proyecto espacial cuenta con un elevado presupuesto, los satélites son piezas únicas y la puesta en órbita de cualquier nave es extremadamente cara.

La tecnología presente en un satélite es la más avanzada que existe y cuenta con un control de calidad muy exigente, por lo tanto se espera que no haya ningún error durante el ciclo de vida del satélite.

A pesar de todas las precauciones que se toman, la existencia de un fallo en algún elemento es real y por eso cualquier diseño debe tener en cuenta los posibles fallos que aparezcan en los elementos contruidos.

Estas ideas toman mayor importancia en un satélite, ya que al ser extremadamente costosos toda circunstancia adversa tiene que ser corregible. En caso



de fallo de un motor, el satélite tiene que estar preparado para corregir con la combinación del resto de motores las carencias provocadas por el fallo de uno de ellos.

Un complemento necesario en el simulador es un sistema que permita la simulación de fallos. De esta manera se podrá comprobar el comportamiento del satélite si cualquier elemento no trabaja en el orden establecido.

Gracias al control de fallos se comprueba que partes como el ordenador de a bordo, o el denominado AOCS, sabrían corregir la trayectoria provocada por un fallo.

Para preparar el acoplamiento del módulo de propulsión con el resto de módulos del simulador se han colocado las partes necesarias para situar elementos de control de fallos.

En el módulo de propulsión es posible simular el fallo de cualquiera de los ocho propulsores, ya sean de control de actitud o del motor principal.

En este caso el fallo simulable será estático, ya que si queremos probar el comportamiento ante fallos, este se marcará desde el principio en la base de datos y por tanto se debe mantener hasta el final de la simulación.

Juntar el módulo de propulsión al simulador y desarrollarle con herramientas más avanzadas, dotaría a los futuros usuarios de la capacidad de simular fallos dinámicos.

## 5.8. Base de datos del simulador

La base de datos es el archivo donde se almacenan todas las variables para el simulador.

En la base de datos se encontraran todas las constantes que no deben ser modificadas en ningún momento, por ejemplo la constante universal de los gases ideales R y todas aquellas variables que se quieren estudiar en el diseño.

Con este método es posible modificar cualquier dato que afecte a nuestro sistema, como pueden ser el volumen de los tanques, el área en la garganta de la tobera o incluso las especies oxidantes y propulsantes.

Con cada modificación de la base de datos, se volverán a cargar todas las variables en Matlab y se procederá a realizar la simulación.

La solución de diseño encontrada para la base de datos es la creación de un archivo Excel con un formato de texto plano que cuente con el nombre de cada variable y su valor numérico. Mediante la creación de un script de Matlab se hará la lectura de las variables con sus respectivos valores.

En la base de datos cabe la posibilidad de incluir columnas que aporten información al usuario, las unidades de los valores numéricos o una breve descripción de cada variable.

Para poder utilizar en los sistemas las variables cargadas de la base de datos se realizará el proceso que detallan las figuras siguientes.

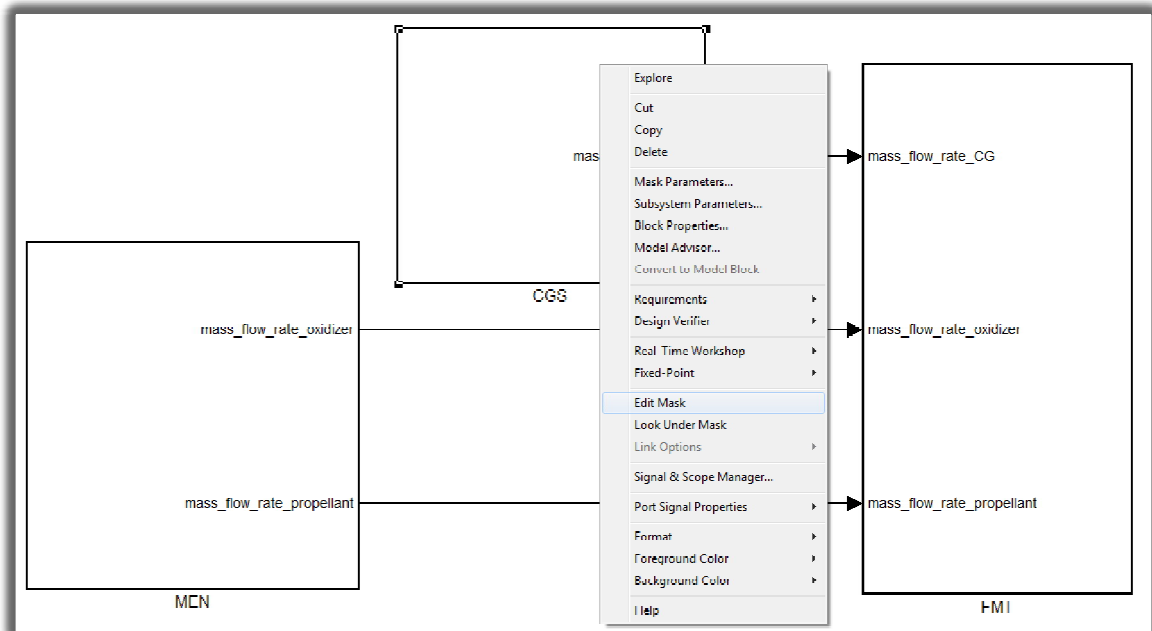


Figura 14 - Edición de máscara para los sistemas

Abriendo el menú que Simulink ofrece para cada módulo se procede a enmascarar el sistema.

La mascarará ofrece el siguiente diálogo de configuración donde debemos inscribir cada variable y su descripción.

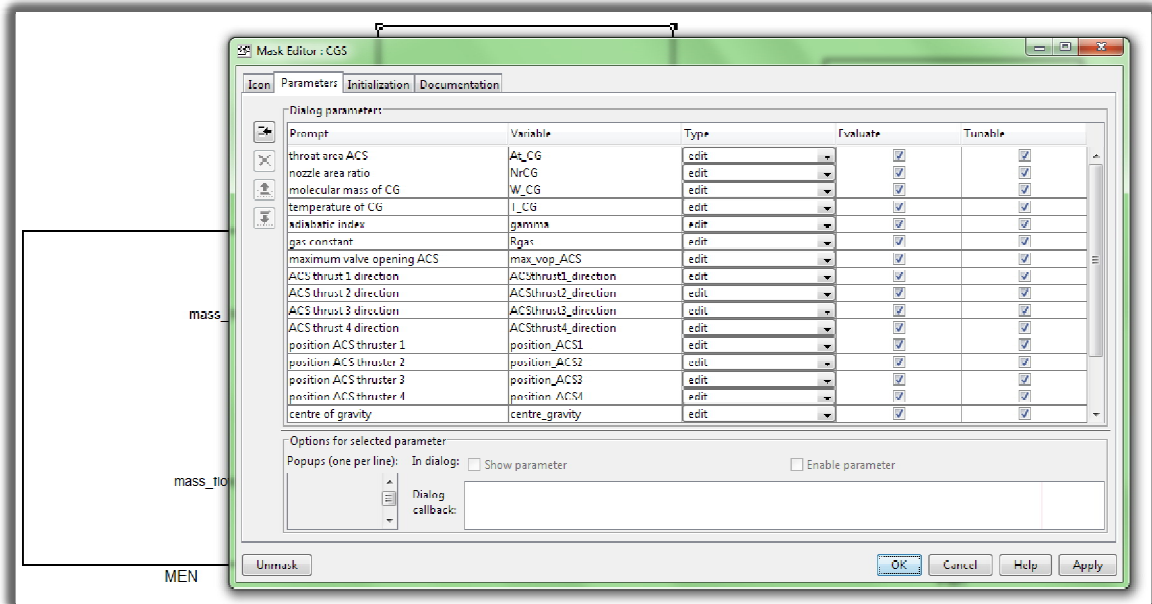


Figura 15 - Diálogo de configuración de la máscara

De esta manera, posteriormente, en el desarrollo de los módulos sólo tendremos que poner el nombre de la variable para que Simulink la reconozca y la podamos usar.

Al enmascarar el sistema no se tendrá acceso directo al interior del módulo para modificarlo.

Después de enmascarar los módulos cada uno de ellos abrirá un dialogo con el listado de variables que incluyen.

Con este sistema tenemos la posibilidad de dar valores a los parámetros directamente. El inconveniente es que muchos módulos comparten variables con lo que deberíamos modificar los valores en todos ellos.

Si en lugar de poner el valor del parámetro en este dialogo volvemos a poner el nombre de la variable que se ha cargado en Matlab, esta se leerá directamente.

Esta explicación se puede entender mejor observando la *Figura 16*.

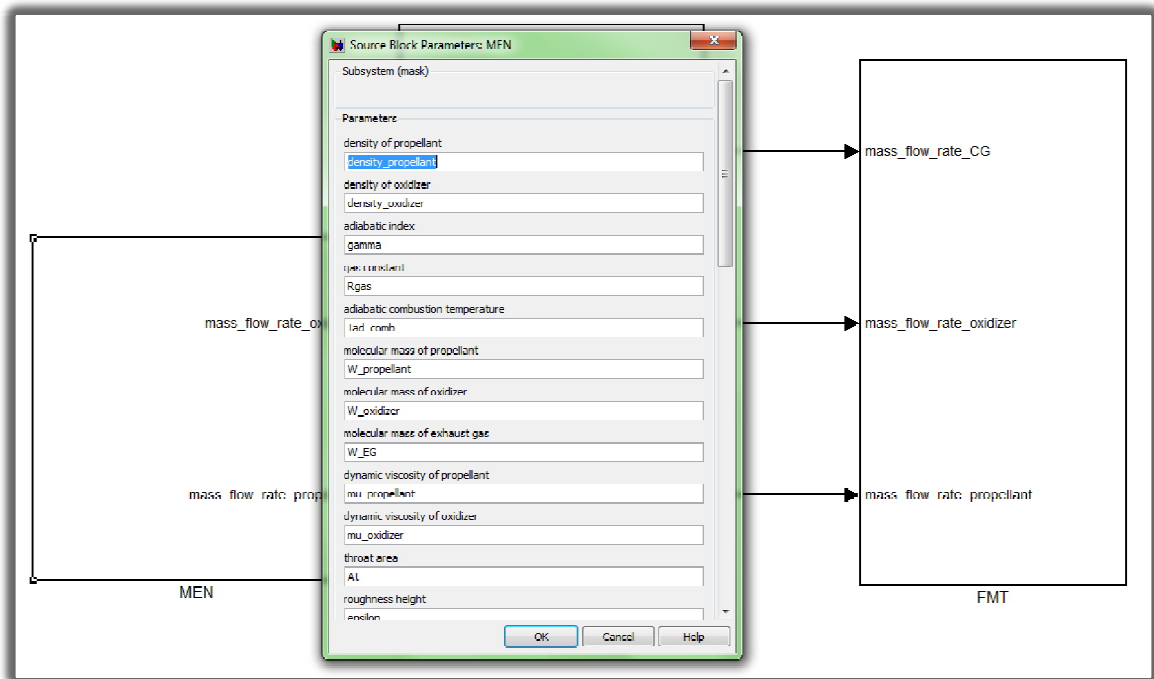


Figura 16 - Diálogo de variables del módulo MEN

Las variables con su respectivo valor asignado se pueden ver en el workspace de Matlab, Figura 17.

Name	Value	Min	Max
ACSthrust1_direction	[0,0,-1]	-1	0
ACSthrust2_direction	[0,0,-1]	-1	0
ACSthrust3_direction	[0,0,1]	1	0
ACSthrust4_direction	[0,0,-1]	-1	0
At	1.0000e-05	1.0000e-05	1.0000e-05
At.CG	2.5000e-07	2.5000e-07	2.5000e-07
D	0.0064	0.0064	0.0064
L_oxidizer	1	1	1
L_propellant	1	1	1
Nr	100	100	100
Nr.CG	100	100	100
Pdrop	2000	2000	2000
Pdrop_injectors	1000000	1000000	1000000
Pwork_tanks	1800000	1800000	1800000
R	0.0200	0.0200	0.0200
Rgas	8.3140	8.3140	8.3140
T.CG	293	293	293
Tadi_comb	3440	3440	3440
V.CGtank	0.0064	0.0064	0.0064
W.CG	0.0280	0.0280	0.0280
W.EG	0.0190	0.0190	0.0190
W_oxidizer	0.0920	0.0920	0.0920
W_propellant	0.0460	0.0460	0.0460
centre_gravity	[0,0,0]	0	0
density_oxidizer	1450	1450	1450
density_propellant	877	877	877

Figura 17 - Workspace de Matlab



## Análisis de resultados

---

## 6. Análisis de resultados

Para poder comprobar que el módulo de propulsión actúa según lo esperado será necesario realizar varias simulaciones y hacer una crítica de los resultados obtenidos.

Antes de realizar la simulación hay que completar la base de datos con todas las variables que se fueron incluyendo en el proceso. Las variables y los valores escogidos, así como su fuente se pueden ver en el Anexo 1 de este documento.

El tiempo escogido para la simulación fue de 14400 segundos, y la apertura de propulsores es de 600 segundos cada 3600.

Con estas variables y el tiempo de simulación los datos obtenidos son los siguientes, estos datos son fijos para toda la simulación:

- Flujo másico de los gases de escape 0.02631 kg/s
- Velocidad de los gases de escape a la salida de la tobera: 3095 m/s
- Número de Mach a la salida: 7.078
- Flujo másico del oxidante: 0.01634 kg/s
- Velocidad del oxidante: 0.3559 m/s
- Flujo másico del propulsante: 0.009965 kg/s
- Velocidad del propulsante: 0.3588 m/s
- Empuje por propulsor: 18.56 N
- Impulso específico: 287.8 s
- Presión en la cámara de combustión:  $6.547 \cdot 10^5$  Pa
- Salto de presión tanques/cámara oxidante:  $1.842 \cdot 10^5$  Pa
- Reynolds del oxidante en los conductos: 9526
- Reynolds propulsante en los conductos: 2054
- Empuje propulsor de control de actitud: 0,05906 N
- Gasto másico de gas frío por propulsor:  $8.705 \cdot 10^{-5}$  kg/s
- Momento que producen los propulsores de control de actitud: 0.02215 N·m

Se debe acudir a bibliografía y a los documentos de diseño para comprobar que los resultados obtenidos son correctos.

El diseño del satélite reclama 88 Newtons de empuje entre cuatro propulsores, lo que supone 22 Newtons por propulsor. El dato obtenido es de 18.56 N, no es exacto pero se debe valorar que las variables de partida son aproximadas ya que no se cuentan con todos los datos de diseño.

También el flujo másico de los gases de escape es menor al que se da en hojas de características, esta puede ser la razón de que el empuje sea menor.

A continuación se representan en gráficos las salidas dinámicas del sistema.

Los tres primeros gráficos representan el nivel de cada especie en los tanques, por este orden, masa de gas frío, masa de propulsante y masa de oxidante.

En el primer *Gráfico 1* se observa la bajada de nivel de gas frío en el tanque. La pérdida de masa es muy acentuada en cuatro fases correspondiéndose al encendido de los motores y la necesidad de presurización de los tanques.

La pérdida de masa en el resto del periodo es debida al consumo de los propulsores del control de actitud.

En los dos siguientes gráficos, *Gráfico 2* y *Gráfico 3*, la función dibujada es muy similar a la primera, con la salvedad de que entre fases de operación de los motores no existe consumo.

El simulador de misión es útil para poder realizar el cálculo de la masa de combustible necesario en el satélite. Si por ejemplo, se rediseñaran las toberas aumentando el área en la garganta, el gasto másico aumentaría y se podría comprobar si se cuenta con la cantidad de propulsante y oxidante necesarios.

Los gráficos obtenidos realizando una simulación con tiempo igual al de misión del satélite serían iguales exceptuando el tiempo entre funcionamientos de los motores.

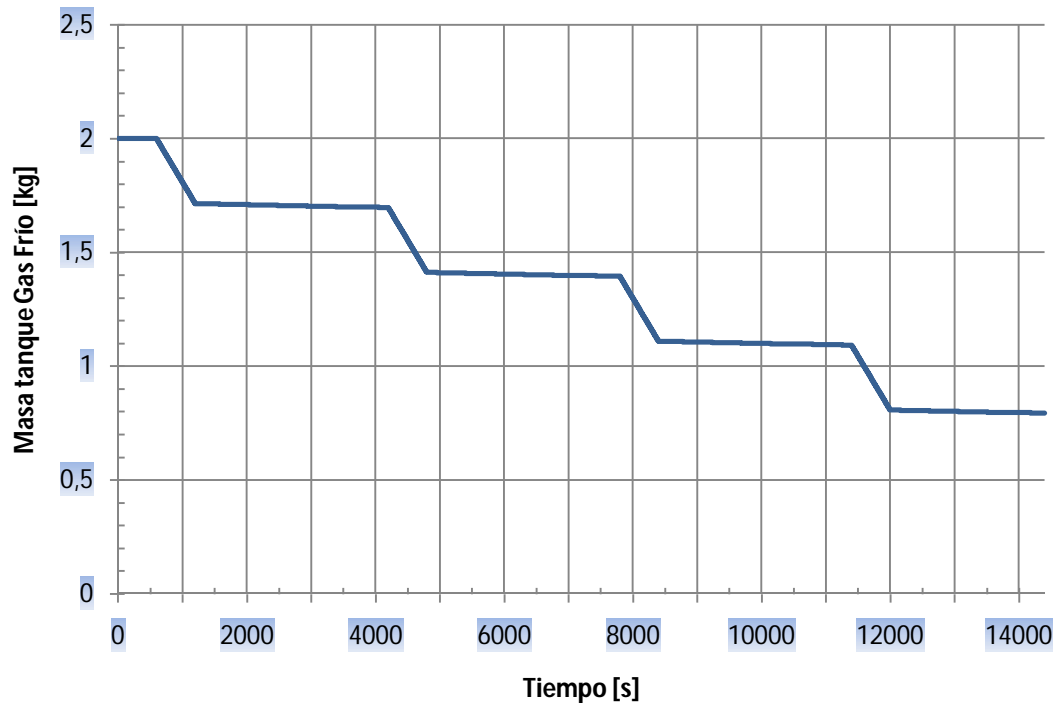


Gráfico 1 - Masa en el tanque de gas frío

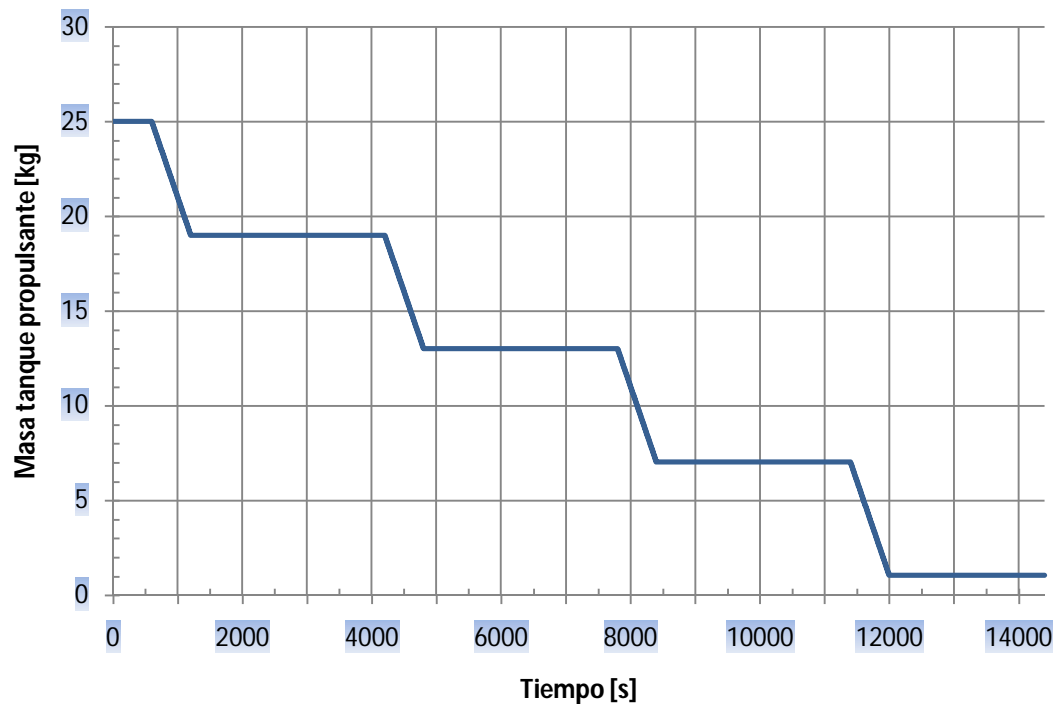


Gráfico 2 - Masa en el tanque de propulsante



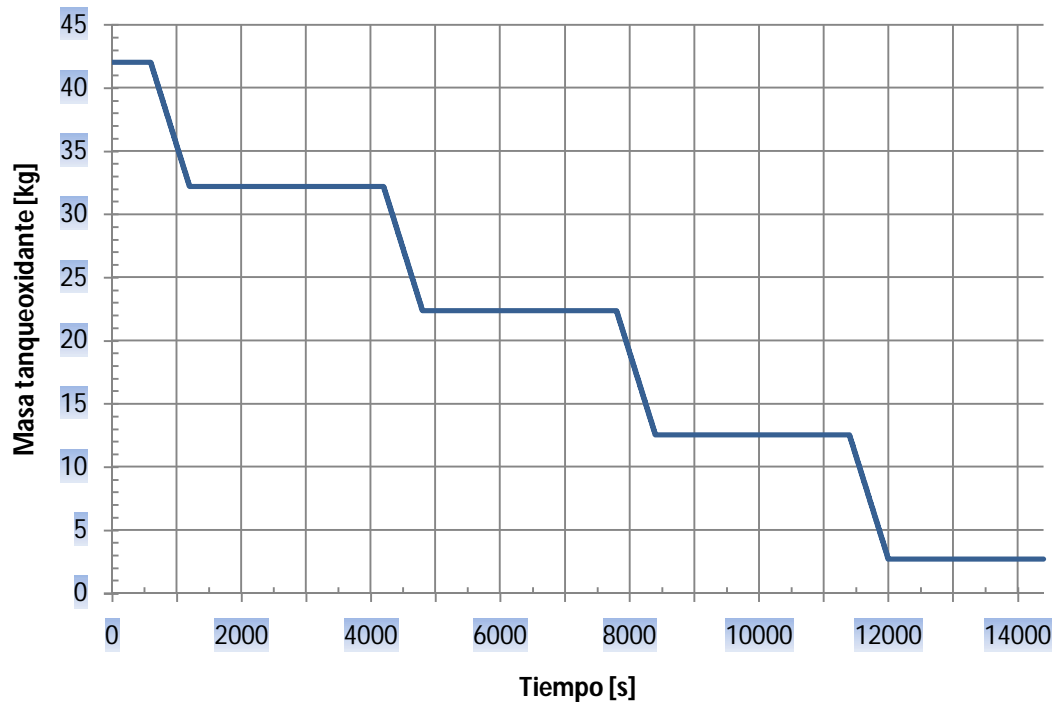


Gráfico 3 - Masa en el tanque de oxidante

A continuación vemos el gráfico que simula el impulso total acumulado por los propulsores del satélite. De nuevo se observan las cuatro fases de encendido y los tiempos de reposo entre fases.

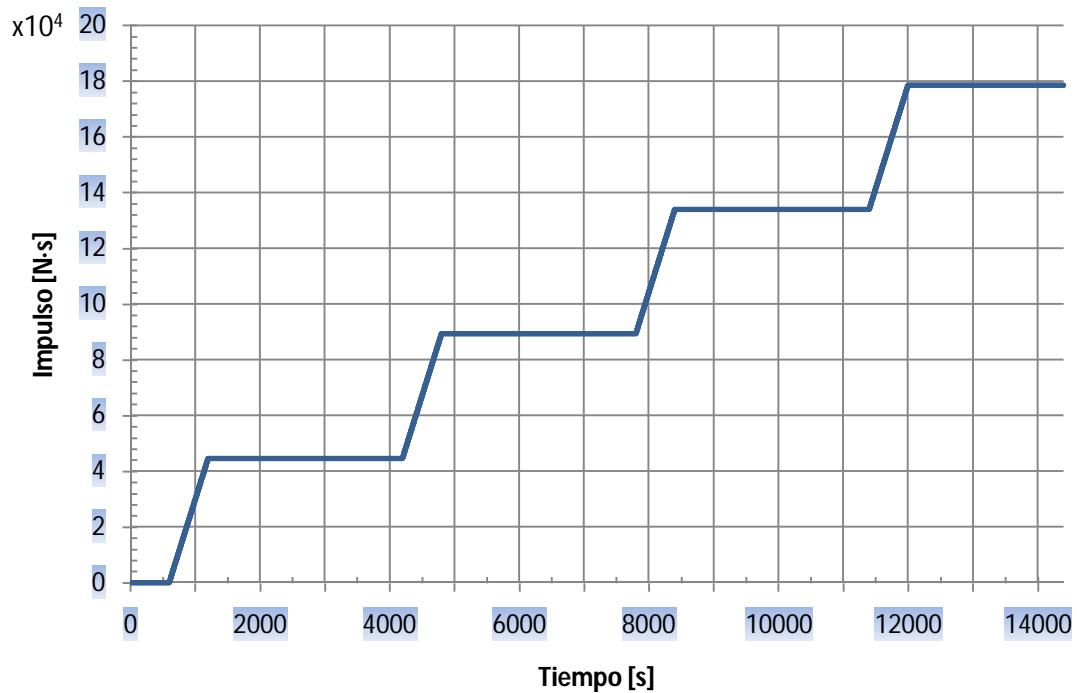


Gráfico 4 - Impulso acumulado con respecto al tiempo

Si representáramos el empuje por propulsor con respecto al tiempo podríamos ver un valor constante. En el encendido aparecerían las fluctuaciones fruto del bucle de búsqueda del estacionario.

El impulso por la naturaleza de su cálculo no sufre estas fluctuaciones, al igual que las masas en los tanques y las presiones como se verá a continuación.

Tanto impulso,  $I = \int_0^t F dt$  (8), como masa,  $m = \int_0^t \dot{m} dt$  (26), son valores obtenidos después de integrar con respecto al tiempo lo que elimina estos problemas en la simulación.

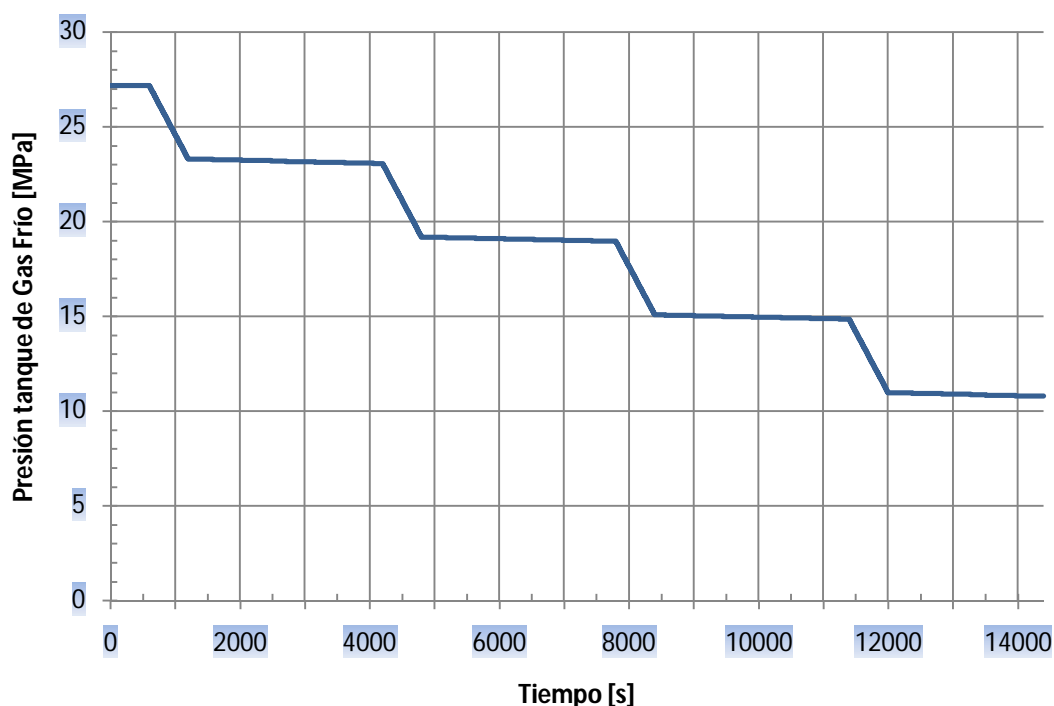


Gráfico 5 - Presión en el tanque de gas frío

El estudio de presión en el tanque de gas frío es esencial de cara a controlar las presiones en todos los tanques.

Se debe vigilar el nivel de presión en este tanque porque el funcionamiento de los propulsores depende de que en la cámara de combustión se tenga la presión necesaria.

En el Gráfico 5 y con orden de MegaPascuales se comprueba que el tanque de gas frío está dimensionado correctamente.

Después de haber comprobado el funcionamiento del módulo de propulsión se pueden realizar variaciones en la base de datos, para hacer un estudio que sirva de muestra para probar la funcionalidad del simulador.

Como ejemplo se han hecho diferentes simulaciones cambiando el área de la garganta y analizando el empuje que dan los propulsores.

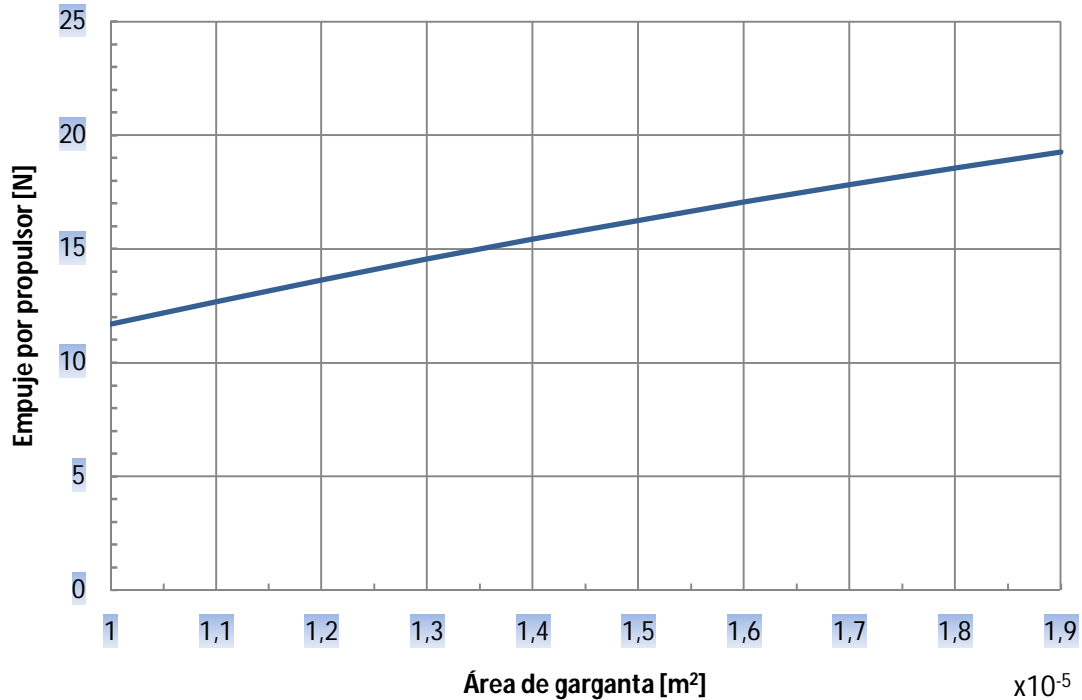


Gráfico 6 - Empuje en función del área de la garganta

El área de la garganta no se puede modificar aleatoriamente ya que puede provocar una caída de presión demasiado elevada en los conductos por el alto gasto másico que reclamaría.

En el *Gráfico 7* se prueba la afirmación anterior observando el aumento de gasto másico con el aumento del área.

El empuje es función del gasto másico y por esta razón si el primero aumenta el segundo también.

El valor obtenible que más caracteriza el conjunto de motores es el impulso específico  $I_{sp}$  ecuación (9). Este dato es un elemento rápido de diseño ya que aporta la posibilidad de comparar configuraciones.

El impulso específico como observamos en el *Gráfico 8* no variará en gran medida variar al cambiar la relación de áreas  $A_e/A_t$ , pero puede ser un método interesante para mejorar las prestaciones del motor sin aumentar el gasto másico.

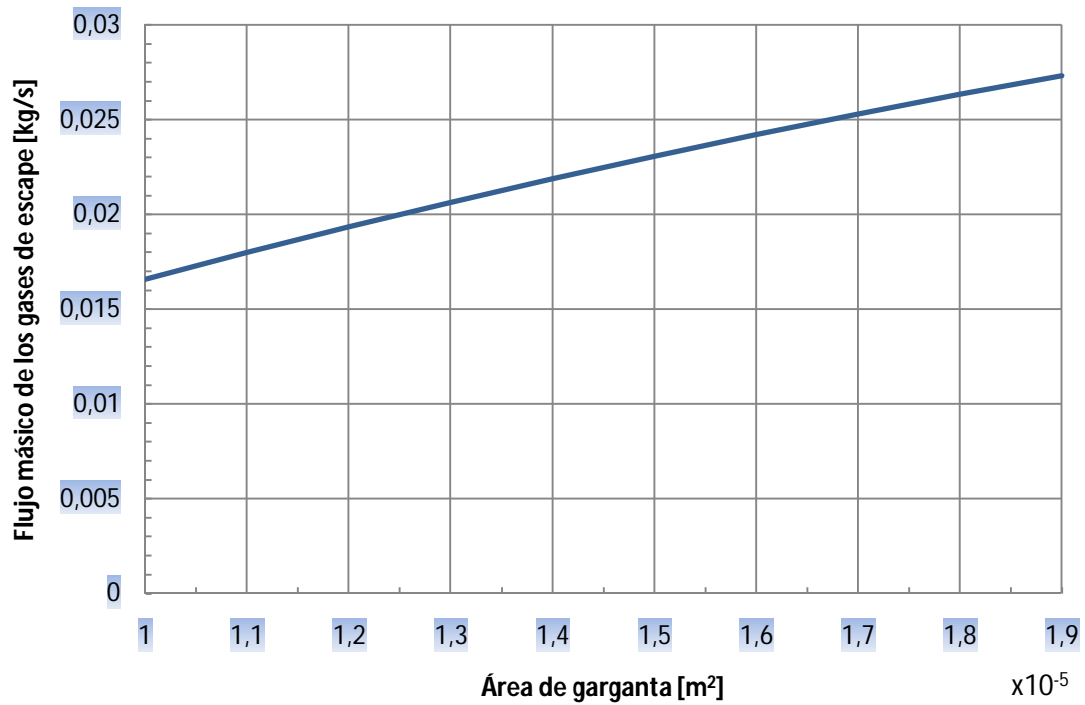


Gráfico 7 - Flujo másico de los gases de escape en función del área de garganta

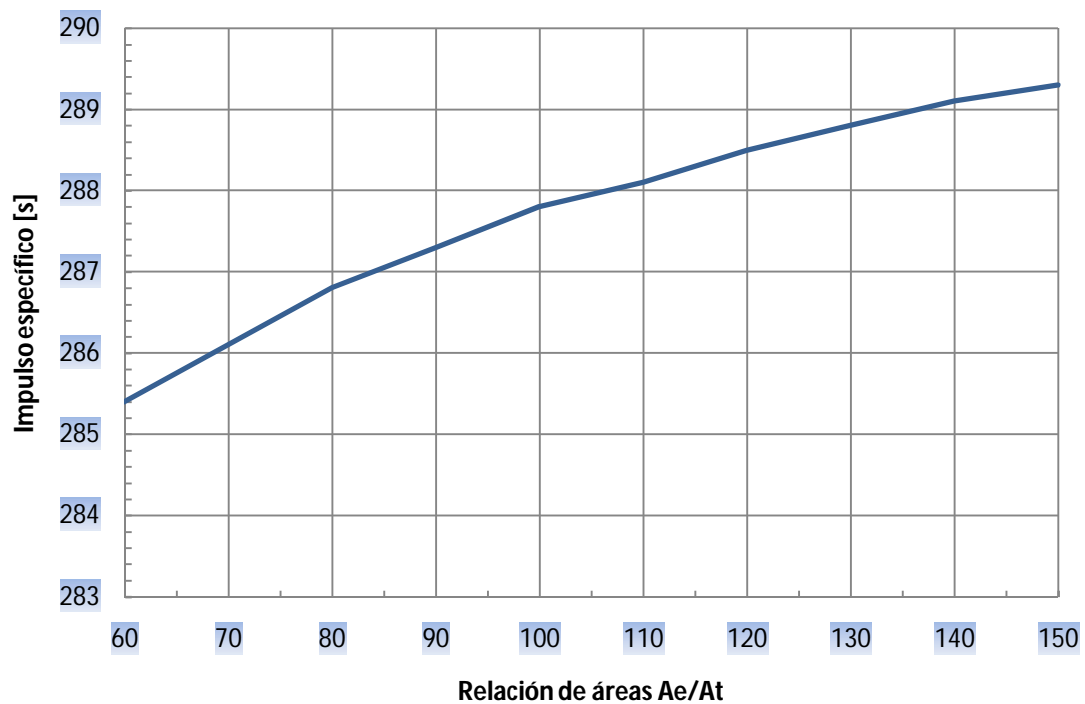


Gráfico 8 - Impulso específico en función de la relación  $A_e/A_t$



# Consideraciones para el uso del simulador

---

## 7. Consideraciones para el uso del simulador

En este capítulo se tratará de resumir con brevedad aspectos básicos que cualquier futuro usuario del simulador completo o del módulo de propulsión debe conocer.

Sin entrar en modificaciones de ningún módulo del simulador, un usuario sólo podrá conocer datos sobre las variables de salida previamente establecidas por el programador.

De igual manera, no será posible introducir valores distintos a los que reclama la base de datos. Por ejemplo, el usuario no podrá usar radio de la garganta si el creador del módulo fijó área de garganta como entrada.

Por estas razones, es de vital importancia que desarrollador y usuario trabajen en común durante la creación del simulador.

El usuario debe identificar las variables que sí puede modificar y aquellas que por ser constantes universales no pertenecen al ámbito de pruebas.

Una vez modificados los valores de la base de datos según necesidades, se correrá el programa de carga. En el simulador completo el programa empezaría la simulación directamente ya que suele ser una programación más refinada.

Con las variables cargadas en Matlab se acudirá al modelo de Simulink para escoger el tiempo de simulación e iniciar la simulación.

Una vez finalizada la simulación, las variables de salida que se reclaman aparecerán en el workspace de Matlab. En este caso a todas ellas se les denominó con el prefijo *sim* para ser fácilmente identificables.

El usuario ya puede utilizar los datos creados para evaluar el diseño.



## Trabajos futuros

---

## 8. Trabajos futuros

Una vez acabado el desarrollo del módulo de propulsión, el siguiente paso será su inclusión en el simulador completo del satélite.

Para este fin, se deben buscar puntos de unión entre el módulo de propulsión y el resto de módulos del simulador de misión.

Las variables que se manejan son de dos tipos, variables interfaces y variables de salida y hay que distinguir entre ellas.

Las interfaces son variables que conectarán nuestro módulo con el resto de módulos. Y las de salida son las variables útiles para el estudio.

Un trabajo futuro, de cara a la compatibilidad del módulo de propulsión con el simulador, es el desarrollo de la aplicación para dotar al módulo de los subsistemas necesarios para el cálculo del gasto de potencia eléctrica. Este desarrollo se llevará a cabo en una fase posterior, cuando se tenga conocimiento de los componentes que tienen consumo eléctrico y su valor.

Si no se busca un alto grado de complejidad, el consumo eléctrico es fácilmente simulable y con él obtendríamos las variables necesarias para conectar el módulo de propulsión con el módulo de control de potencia, PCDU.

Para mejorar la funcionalidad del módulo de propulsión, se podría modificar la estructura del mismo introduciendo un modo de fallos dinámico. En la versión actual, los fallos son estáticos lo que implica que los elementos sólo podrán fallar en la misión si fallan desde el inicio y no serán corregibles.

Con el simulador completado sería necesaria la creación de un script de Matlab que nos permitiera ejecutar todas las acciones en un solo paso; así este script cargaría las variables, iniciaría la simulación y finalmente prepararía los datos obtenidos en gráficos o tablas para una lectura sencilla.

Posteriormente, una vez concluida la creación del simulador de misión implementado en Matlab/Simulink, se procederá a su transformación, para que el sistema sea aplicable a un banco de pruebas que simule la misión y elementos físicos reales.





## Conclusiones

---

## 9. Conclusiones

El objetivo inicial de este proyecto fin de Carrera era el de crear el modelo de propulsión para el simulador de misión del orbitador lunar ESMO, de la Agencia Espacial Europea.

El trabajo en el simulador acabó en el momento en el que se logró ensamblar con éxito este modulo en el simulador que la ESA está desarrollando en su centro tecnológico en los Países Bajos.

Al haber completado el objetivo inicial que se marcó en un principio, se puede concluir que el modulo de propulsión cumple con las expectativas marcadas y va más allá del trabajo inicial reclamado por la ESA.

Como objetivo secundario desde el departamento de simulación de la Agencia Espacial se buscaba la flexibilidad y adaptabilidad de los módulos. Dividir el desarrollo en subsistemas ha hecho más sencillo el proceso de añadir o quitar todo aquello que sea necesario. Por ejemplo si el diseño pasa de cuatro a un único propulsor, sólo habrá que quitar los subsistemas sobrantes.

Después de probar el módulo de propulsión y evaluar sus características se concluye lo siguiente:

- El módulo de propulsión cumple con los requerimientos estipulados por la Agencia Espacial Europea.
- El módulo es compatible con las funciones del simulador de misión del ESMO.
- Como simulador de propulsión se obtienen todas las variables reclamables para una utilización óptima.
- Su diseño estructural permite rapidez de cálculo y maniobrabilidad.
- La modularidad y flexibilidad del diseño apunta a múltiples usos para otras misiones espaciales.
- Los datos de salida se ajustan a los valores de la física real.
- La base de datos es flexible y accesible a cualquier modificación.
- Al no utilizarse bibliotecas específicas de Simulink el módulo puede utilizarse con la licencia básica de Matlab/Simulink.
- Aunque con pequeños términos y definiciones, en todo el desarrollo se ha usado el inglés, idioma cooficial de la ESA para hacer el modelo más accesible.

Este Proyecto Fin de Carrera me ha servido para conocer la magnitud de los diseños espaciales y la complejidad de su desarrollo. También he podido aprender y profundizar en gran medida en el conjunto de la propulsión espacial.

He comprendido la utilidad de los simuladores de misión y su necesaria creación, previa al trabajo final de diseño, para que puedan ser usados como herramienta fundamental.

Finalmente puedo decir que con este Proyecto Fin de Carrera he puesto todo lo que estaba en mi mano para ayudar al desarrollo de los simuladores, específicamente en el campo de la propulsión de vehículos espaciales.





## Glosario de términos

---

## 10. Glosario de términos

- ACS: Attitude Control System
- AOCS: Attitude and Orbit Control System
- CGS: Cold Gas System
- ESA: European Space Agency
- ESMO: European Student Moon Orbiter
- ESTEC: European Space Research and Technology Centre
- FMT: Fuel Management
- MEN: Main Engine
- MMH: Mono Methyl Hydrazine
- MON: Mixed Oxides of Nitrogen
- NTO: Nitrogen Tetroxide
- OBDH: On-Board Data Handling
- PCDU: Power Control and Distribution Unit
- RWH: Reaction Wheels
- SDB: System Database



## Bibliografía

---

## 11. Bibliografía

- [Fortescue] FORTESCUE, Peter W.; STARK, John; SWINERD, Graham [2003] *Spacecraft Systems Engineering*. Third Edition. Great Britain: John Wiley & Sons Ltd.
- [Hashem] HASHEM, A.A.; "Design and testing of a cold gas system". En: *4<sup>th</sup> Int. Spacecraft Propulsion Conference*, [Sardinia, Italia 2-4 June 2004]
- [Humble] HUMBLE, Ronald W.; HENRY, Gary N.; LARSON, Wiley J. [1999] *Space propulsion analysis and design*. U.S.A.: McGraw-Hill, Inc.
- [Kit] KIT, Boris; EVERED, Douglas S. [1960] *Rocket Propellant Handbook*. U.S.A.: The Macmillan Company.
- [Oates] OATES, Gordo C. [1998] *Aerothermodynamics of gas turbine and rocket propulsion*. U.S.A.: AIAA Education Series.
- [SDS] ILARIA, R.; [2009] *System Design Summary "ESMO\_PhaseB1\_SDS"*. ESA project team.
- [SIM] DABNEY, James B.; HARMAN, Thomas L. [2004] *Mastering Simulink*. First Edition. U.S.A.: Pearson Prentice-Hall.
- [Sutton] SUTTON, George P. [1992] *Rocket Propulsion Elements: an Introduction to the Engineering of Rockets*. Sixth Edition. U.S.A.: John Wiley & Sons Ltd.
- [Vallado] VALLADO, David A.; McClain, Wayne D. [2007] *Fundamentals of astrodynamics and applications*. Third Edition. U.S.A.: Microcosm Press.
- [Wertz] WERTZ, James R.; LARSON, Wiley J. [1999] *Space mission analysis and design*. Third Edition. U.S.A.: Microcosm Press & Kluwer Academic Publishers
- [Yang] YANG, Vigor et al. [2004] *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*. Zarchan, Paul (Ed.) U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics.



### 11.1. Páginas Web

A continuación se citan las páginas Web que han sido consultadas para la realización de este Proyecto Fin de Carrera. Estas páginas fueron consultadas por última vez en febrero de 2010, por lo que no se garantiza su existencia un tiempo después.

- [ESA] Agencia Espacial Europea  
[www.esa.int](http://www.esa.int)
- [JAXA] Japan Aerospace Exploration Agency  
[www.kaguya.jaxa.jp](http://www.kaguya.jaxa.jp)
- [NASA] Lunar Prospector Website  
<http://lunar.arc.nasa.gov/>
- [CHANDRAYAAN] Indian Space Research Organisation  
[www.isro.org/Chandrayaan](http://www.isro.org/Chandrayaan)





## Base de datos

---

## ❖ Anexo 1: Base de datos

Nombre de la variable	Valor	Unidades (SI)	Descripción	Fuente
ACSthrust1_direction	[0 0 -1]	[-]	Dirección empuje propulsor ACS1	[1]
ACSthrust2_direction	[0 0 -1]	[-]	Dirección empuje propulsor ACS2	[1]
ACSthrust3_direction	[0 0 -1]	[-]	Dirección empuje propulsor ACS3	[1]
ACSthrust4_direction	[0 0 -1]	[-]	Dirección empuje propulsor ACS4	[1]
At	1.8e-5	m <sup>2</sup>	Area garganta MEN	[2]
At_CG	25e-8	m <sup>2</sup>	Area garganta ACS	[2]
centre_gravity	[0 0 0]	m	Centro de gravedad	[1]
D	0.00635	m	Diametro de las tuberías	[2]
density_oxidizer	1450	kg/m <sup>3</sup>	Densidad de oxidante	[2]
density_propellant	877	kg/m <sup>3</sup>	Densidad de propulsante	[2]
Épsilon	2e-6	m	Coeficiente de rugosidad	[2]
failure_ACS1	1	booleano	Fallo propulsor ACS1	
failure_ACS2	1	booleano	Fallo propulsor ACS2	
failure_ACS3	1	booleano	Fallo propulsor ACS3	
failure_ACS4	1	booleano	Fallo propulsor ACS4	
failure_eng1	1	booleano	Fallo propulsor MEN1	
failure_eng2	1	booleano	Fallo propulsor MEN2	
failure_eng3	1	booleano	Fallo propulsor MEN3	
failure_eng4	1	booleano	Fallo propulsor MEN4	
g0	9.807	m/s <sup>2</sup>	Gravedad	[cte]
gamma	1.4	[-]	Índice adiabático	[cte]
L_oxidizer	1	m	Longitud tubería oxidante	[1]
L_propellant	1	m	Longitud tubería propulsante	[1]
max_vop_ACS	150000	Pa	Apertura de válvula	[2]
mi_CG	2	kg	Masa inicial gas frío	[2]
mi_oxidizer	42	kg	Masa inicial oxidante	[2]
mi_propellant	25	kg	Masa inicial propulsante	[2]
mixture_ratio	1.64	kg/kg	Dosado (Ox/F)	[2]
mu_oxidizer	0.000344	Kg/(m*s)	Viscosidad dinámica oxidante	[B]
mu_propellant	0.000973	Kg/(m*s)	Viscosidad dinámica prop.	[B]
nc_o	4	[-]	Número de codos oxidante	[1]
nc_p	4	[-]	Número de codos propulsante	[1]
Nr <sub>i</sub>	100	[-]	Relación de áreas	[2]
NrCG	100	[-]	Relación de áreas ACS	[2]
Pdrop	2000	[-]	Coeficiente de pérdidas de carga	[1]
Pdrop_injectors	1·10 <sup>6</sup>	Pa	Caída de presión en inyectores	[1]
position_ACS1	[-0.375 0.375 -0.375]	m	Posición propulsor ACS1	[1]
position_ACS2	[0.375 -0.375 -0.375]	m	Posición propulsor ACS2	[1]
position_ACS3	[0.375 0.375 -0.375]	m	Posición propulsor ACS3	[1]
position_ACS4	[-0.375 -0.375 -0.375]	m	Posición propulsor ACS4	[1]
position_eng1	[-0.375 0.375 -0.375]	m	Posición propulsor MEN1	[1]
position_eng2	[0.375 -0.375 -0.375]	m	Posición propulsor MEN2	[1]
position_eng3	[0.375 0.375 -0.375]	m	Posición propulsor MEN3	[1]
position_eng4	[-0.375 -0.375 -0.375]	m	Posición propulsor MEN4	[1]
Pwork_tanks	1800000	Pa	Presión inicial tanques ox. y prop.	[2]

R	0.02	m	Radio de curvatura	[1]
Rgas	8.314	J/(mol*K)	Constante de los gases	[cte]
T_CG	293	K	Temperatura del gas frío	[2]
Tad_comb	3440	K	Temp. adiabática de combustión	[B]
thrust_efficiency	0.9	[-]	Eficiencia de los propulsores	[1]
thrust1_direction	[0 0 -1]	[-]	Dirección empuje prop. MEN1	[1]
thrust2_direction	[0 0 -1]	[-]	Dirección empuje prop. MEN2	[1]
thrust3_direction	[0 0 -1]	[-]	Dirección empuje prop. MEN3	[1]
thrust4_direction	[0 0 -1]	[-]	Dirección empuje prop. MEN4	[1]
V_CGtank	6.4e-3	m <sup>3</sup>	Volumen tanque gas frío	[2]
W_CG	0.028	kg/mol	Peso molecular del gas frío	[cte]
W_EG	0.019	kg/mol	Peso molecular gases de escape	[B]
W_oxidizer	0.092	kg/mol	Peso molecular del oxidante	[B]
W_propellant	0.046	kg/mol	Peso molecular del propulsante	[B]

Tabla 2 - Base de datos

- [1] Valor estimado.
- [2] Valor proporcionado por equipos del programa ESMO.
- [B] Bibliografía.
- [cte] Constante universal.

